



Über dieses Buch

Dies ist ein digitales Exemplar eines Buches, das seit Generationen in den Regalen der Bibliotheken aufbewahrt wurde, bevor es von Google im Rahmen eines Projekts, mit dem die Bücher dieser Welt online verfügbar gemacht werden sollen, sorgfältig gescannt wurde.

Das Buch hat das Urheberrecht überdauert und kann nun öffentlich zugänglich gemacht werden. Ein öffentlich zugängliches Buch ist ein Buch, das niemals Urheberrechten unterlag oder bei dem die Schutzfrist des Urheberrechts abgelaufen ist. Ob ein Buch öffentlich zugänglich ist, kann von Land zu Land unterschiedlich sein. Öffentlich zugängliche Bücher sind unser Tor zur Vergangenheit und stellen ein geschichtliches, kulturelles und wissenschaftliches Vermögen dar, das häufig nur schwierig zu entdecken ist.

Gebrauchsspuren, Anmerkungen und andere Randbemerkungen, die im Originalband enthalten sind, finden sich auch in dieser Datei – eine Erinnerung an die lange Reise, die das Buch vom Verleger zu einer Bibliothek und weiter zu Ihnen hinter sich gebracht hat.

Nutzungsrichtlinien

Google ist stolz, mit Bibliotheken in partnerschaftlicher Zusammenarbeit öffentlich zugängliches Material zu digitalisieren und einer breiten Masse zugänglich zu machen. Öffentlich zugängliche Bücher gehören der Öffentlichkeit, und wir sind nur ihre Hüter. Nichtsdestotrotz ist diese Arbeit kostspielig. Um diese Ressource weiterhin zur Verfügung stellen zu können, haben wir Schritte unternommen, um den Missbrauch durch kommerzielle Parteien zu verhindern. Dazu gehören technische Einschränkungen für automatisierte Abfragen.

Wir bitten Sie um Einhaltung folgender Richtlinien:

- + *Nutzung der Dateien zu nichtkommerziellen Zwecken* Wir haben Google Buchsuche für Endanwender konzipiert und möchten, dass Sie diese Dateien nur für persönliche, nichtkommerzielle Zwecke verwenden.
- + *Keine automatisierten Abfragen* Senden Sie keine automatisierten Abfragen irgendwelcher Art an das Google-System. Wenn Sie Recherchen über maschinelle Übersetzung, optische Zeichenerkennung oder andere Bereiche durchführen, in denen der Zugang zu Text in großen Mengen nützlich ist, wenden Sie sich bitte an uns. Wir fördern die Nutzung des öffentlich zugänglichen Materials für diese Zwecke und können Ihnen unter Umständen helfen.
- + *Beibehaltung von Google-Markenelementen* Das "Wasserzeichen" von Google, das Sie in jeder Datei finden, ist wichtig zur Information über dieses Projekt und hilft den Anwendern weiteres Material über Google Buchsuche zu finden. Bitte entfernen Sie das Wasserzeichen nicht.
- + *Bewegen Sie sich innerhalb der Legalität* Unabhängig von Ihrem Verwendungszweck müssen Sie sich Ihrer Verantwortung bewusst sein, sicherzustellen, dass Ihre Nutzung legal ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass ein Buch, das nach unserem Dafürhalten für Nutzer in den USA öffentlich zugänglich ist, auch für Nutzer in anderen Ländern öffentlich zugänglich ist. Ob ein Buch noch dem Urheberrecht unterliegt, ist von Land zu Land verschieden. Wir können keine Beratung leisten, ob eine bestimmte Nutzung eines bestimmten Buches gesetzlich zulässig ist. Gehen Sie nicht davon aus, dass das Erscheinen eines Buchs in Google Buchsuche bedeutet, dass es in jeder Form und überall auf der Welt verwendet werden kann. Eine Urheberrechtsverletzung kann schwerwiegende Folgen haben.

Über Google Buchsuche

Das Ziel von Google besteht darin, die weltweiten Informationen zu organisieren und allgemein nutzbar und zugänglich zu machen. Google Buchsuche hilft Lesern dabei, die Bücher dieser Welt zu entdecken, und unterstützt Autoren und Verleger dabei, neue Zielgruppen zu erreichen. Den gesamten Buchtext können Sie im Internet unter <http://books.google.com> durchsuchen.

ZEITSCHRIFT FÜR FLUGTECHNIK UND MOTOR LUFTSCHIFFAHRT

OFFIZIELLES ORGAN DES REICHSFLUGVEREINS E. V.
(FRÜHER VEREIN DEUTSCHER FLUGTECHNIKER)

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73

LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

DRITTER JAHRGANG
1912
MIT 578 ABBILDUNGEN UND 18 TAFELN



MÜNCHEN UND BERLIN
DRUCK UND VERLAG VON R. OLDENBOURG
1912

~~Sci 1485.125~~

Sci 1516.887 F

JUN 20 1917
TRANSFERRED TO
HARVARD COLLEGE LIBRARY

Inhalts-Übersicht.

Autoren.

(Die römischen Zahlen geben die Tafeln an.)

	Seite		Seite
Ahlborn, Prof. Dr. (Vortrag in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen), Demonstration einiger kinematographischer Aufnahmen von Flüssigkeitsbewegungen	32	Dietzius, N., Dr., Die Erzeugung und Verwendung der Druckluft im Siemens-Schuckert-Luftschiff	XVIII, 309
Bánki, Donát, Prof. Dr., Hydraulische Höhensteuerung und Stabilisierung der Flugzeuge	70	Dornier, Dipl.-Ing., Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen.	
Bassus, K., Der Gang der Füllungstemperatur in einem Luftschiff und sein Einfluß auf die statische Steigkraft . .	90	VI. Ein einfaches Luftschraubendiagramm	XIV, 257
Bassus und Schmauß, Zur Füllungstemperatur des Freiballons	V, 258	Emden, K., Zur Füllungstemperatur des Freiballons . .	315
Béjeuhr, Paul, Die wissenschaftliche Abteilung der Allgemeinen Luftfahrzeug-Ausstellung	VII, 121, 133	Fischer, Kurt, und Dieckmann, Dr. Max, Elektrische Aufladung isolierter Benzinmotoren	50
— Technische Rückblicke auf den zweiten deutschen Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein	146, 162	Föppl, Dr.-Ing., Windkräfte an ebenen und gewölbten Platten. Drahtwiderstand	65
Bendemann, Dr.-Ing. (Vortrag in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen), Die Luftschraubenfrage und die Arbeiten der Lindenbergers Versuchsanstalt der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie	44	— Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt von Eiffel, verglichen mit den Göttinger Resultaten.	118
— Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie	129, 141, XI, 169, 181, 193, 206	Föttinger, Prof. Dr.-Ing., Über die physikalischen Grundlagen der Turbinen- und Propellerwirkung	233, 245
— (Erster Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt), Die Versuchsanlage für den Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor. . .	281	Glund, Kapitän, und Soden, Dipl.-Ing. Frhr. von, Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen. V. Temperaturmessungen des Füllgases und der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhennavigation .	97
Bemerkungen hierzu	314	Göttinger Modellversuchsanstalt, Mitteilungen aus der —, Betz, Auftrieb und Widerstand einer Tragfläche in der Nähe einer horizontalen Ebene (Erdboden)	217
Betz, Dipl.-Ing., Düchenes Grundlagen für die Beurteilung und Verbesserung eines Flugzeuges	86	Gsell, Robert, Über die Festigkeit von Draht- und Kabelanschlüssen bei Flugzeugen	297
— (Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt), Auftrieb und Widerstand einer Tragfläche in der Nähe einer horizontalen Ebene (Erdboden)	217	Haffner-Holborn, Der Wettbewerb für Tragflächenenträger in Wien	19
— Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges	269	Heinkel, Ernst, Einige einfache Berechnungen der auftretenden Flügelbeanspruchungen	272
Beyerhaus, Kgl. Baurat, Vermutliche Ursache von Flügelbrüchen bei Eindeckern und ihre Vermeidung . .	176	— Die Ergebnisse des englischen Wettbewerbs für Militärflugzeuge	279
Blasius, Dr. (Vortrag in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen), Luftwiderstand und Reynoldssche Zahl	36	Jaray, Paul, Wertungsformel für Flugleistungen	211
Borne, G. v. d., Prof. Dr. (Vortrag in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen), Über Strömungserscheinungen an Hindernissen	30	Joukowski, Prof., Über die Konturen der Tragflächen der Drachenflieger (Forts.)	81
— Ein einfacher Winddruckschreiber	188	Kimmel, Hermann, Dr., Beiträge zur Theorie der Luftschrauben	53, III, 173
— Theorie meines Winddruckschreibers	261	König, Georg, Anlaufweg	247
Boykow, k. u. k. Fregattenleutnant a. D., Bestimmung des Vorhaltwinkels beim Abwerfen von Bomben aus Flugzeugen	248	Krueger, Alb. G., Der Hamburger Luftschiffhafen . .	189
Deimler, Dr., Zeichnungen zur Kuttaströmung	93, 107	Leick, Dr. K., Astronomische Ortsbestimmung mit Hilfe von Nomogrammen	230
Dieckmann, Dr. Max, und Fischer, Kurt, Elektrische Aufladung isolierter Benzinmotoren	50	Loukianoff, G. S., Tragflächen-Untersuchungen des aerodynamischen Laboratoriums der Technischen Hochschule in Moskau	153
		Parseval, von Prof. Dr.-Ing. (Vortrag in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen), Über Stabilität von Aeroplanen	25
		Prandtl, Prof. Dr. (Vortrag in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen), Ergebnisse und Ziele der Göttinger Modellversuchsanstalt . .	33
		Quittner, Dipl.-Ing. Dr., Die Flugzeuge vom Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums (Schluß) . . .	5
		— Wertungsformel für Flugleistungen. Diskussion im Reichsflugverein	191
		— Das aerodynamische Laboratorium in St. Cyr	220, 235
		— Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique	275, 292, 303, 319

	Seite
Quittner, Dipl.-Ing. Dr., und Vorreiter, Ansbert, Ausstellungsberichte I 8, II 15, 50, 58,	74
— »Ala«, Allgemeine Luftfahrzeug-Ausstellung in Berlin V, VI, 109, VIII,	124
— Spannschloß und Kabelverbindung	299
Reißner, Professor Dr.-Ing., Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben (Fortsetzung aus Heft 23, Jahrg. II) I,	13
— (Vortrag in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen), Einige Bemerkungen zur Seitenstabilität der Drachenflieger	30
— Beiträge zur Theorie der Luftschrauben. Bemerkungen zum Aufsatz von Dr. Kimmel	143
Rozendaal, John, Der Stein-Eindecker . . IX, 144, X,	175
— Der Nieuport-Eindecker XII,	211
— » » » XVII,	300
Runge, Professor (Vortrag in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen), Über die Längsschwingungen von Flugzeugen	38
Sander, Dr.-Ing., Die Darstellung der Ballongase . . 200,	227
Soden, Dipl.-Ing. Frhr. von, und Glund, Kapitän (Mitteilungen der Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen), Temperaturmessungen des Füllgases und der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhennavigation	97
Schmauß, Zur Temperaturverteilung im Innern eines bestrahlten Ballons. Studie des Münchener Vereins für Luftschiffahrt	68
Schmauß und Bassus, Zur Füllungstemperatur des Freiballons (V)	258
Schmid, Oberleutnant, Funkentelegraphische Ortsbestimmung in Luftfahrzeugen	199
Schreiber, Karl Prof. Dr., Mühlen zur Demonstration von Luftwiderstandsgesetzen	101
— Ein handliches Mikromanometer	229
Thurn, H., Die Funkentelegraphie auf der »Ala« . . 135,	159
— Drahtlose Telegraphie vom Flugzeuge	237
Vorreiter, Ansbert, Flugschau II, 23, 50, 92, 151, 167,	178
203, 214, 231, 243, 255	
— Flugzeuge mit symmetrischem Zweischraubenantrieb	176
— Horlan-Eindecker	290
— Patentschau II, 24, 50, 63, 78, 92, 103, 113, 128, 139, 168,	
178, 192, 203, 214, 231, 243, 255, 266, 280, 296, 318	
— Militärflugschau	10, 22, 77
— Französische Militärflugzeuge	253
— Ausstellungen 151, 203, 213, 231,	266
— Holzbandröhren, ein neues Baumaterial für Luftfahrzeuge	21
— Berichtigung	244
— Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Monaco	102
— Der Flug »Rund um Berlin«	223
— Wasserflugzeuge und Wettbewerbe XIII, 241,	253
— Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Heiligendamm	226
— Wright, Wilbur, Nachruf	152
— Flugzeuge von der Herbstflugwoche in Johannisthal	204
Vorreiter, Ansbert, und Quittner, Dipl.-Ing. Dr., Ausstellungsberichte I 8, II 15, 50, 58,	74
— »Ala«, Allgemeine Luftfahrzeug-Ausstellung in Berlin V, VI, 109, VIII,	124
— Spannschloß und Kabelverbindung	299
Wedemeyer, Dr., Instrument zur Auswertung von Gestirns Höhenbeobachtungen in der Karte	3
Wieselsberger, Dipl.-Ing., Vergleich von Versuchen auf einem Flugzeug mit Messungen an dessen Modell	174
Willers, Dr. Fr. A., Bemerkung zu dem Aufsatz von Bassus und Schmauß: »Zur Füllungstemperatur des Freiballons (V)«	299
»Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik«, Bericht über die Gründung der —	105
— Erste Sitzung des provisorischen Arbeitsausschusses	117
— Erste Ordentliche Mitglieder-Versammlung der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik«	307
Wittmaack, Dipl.-Ing., Apparat zum Messen der in den Drähten eines Flugapparates auftretenden Spannungen	250
Zeppelin-Friedrichshafen, Mitteilungen der Luftschiffbau-G. m. b. H. (Dieckmann, Max, Fischer, Kurt), Elektrische Aufladung isolierter Benzinmotoren	50
— (Kapitän Glund und Dipl.-Ing. Frhr. von Soden), Temperaturmessungen des Füllgases und der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhennavigation	97
— (Dornier, Dipl.-Ing.), VI. Ein einfaches Luftschraubendiagramm XIV,	257

Sachliches Register.

	Seite
Aerodynamische Laboratorium in St. Cyr, Das — (Quittner)	220,
	235
Aerodynamische Versuchsanstalt von Eiffel, Ergebnisse der — verglichen mit den Göttinger Resultaten (Föppl)	118
»Ala«, Allgemeine Luftfahrzeug-Ausstellung in Berlin (Quittner und Vorreiter) V, VI, 109, VIII,	124
— Die wissenschaftliche Abteilung der Allgemeinen Luftfahrzeug-Ausstellung VII, 121,	133
Anlaufweg, Der — (König)	247
Apparat zum Messen der in den Drähten eines Flugapparates auftretenden Spannungen (Wittmaack)	250
Astronomische Ortsbestimmung mit Hilfe von Nomonogrammen (Leick)	230
Aufmessen fertiger Schrauben. Herstellung und Auswuchtung. (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.) (Bendemann)	194
Auftrieb und Widerstand einer Tragfläche in der Nähe einer horizontalen Ebene (Erdboden). Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt (Betz)	217
Ausstellungen (Vorreiter) 50, 151, 203, 213, 231, 266,	318
Ausstellungsberichte (Quittner und Vorreiter) I, 8, II, 15, 58,	74
Ballon, Zur Temperaturverteilung im Innern eines bestrahlten — (Schmauß)	68
Ballongase, Darstellung der — (Sander) 200,	227
Bemerkungen zu dem Aufsatz von Bassus und Schmauß: »Zur Füllungstemperatur des Freiballons (V)« (Willers)	299
Bemerkungen zu dem Aufsatz von Bendemann, Versuchsanlage für den Kaiserpreis (Madelung)	314
Benekesche Preisstiftung	178
Benzinmotoren, Elektrische Aufladung isolierter — (Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen.) (Dieckmann und Fischer)	50
— (Flug »Rund um Berlin«)	244
Bomben aus Flugzeugen, Bestimmung des Vorhaltwinkels beim Abwerfen von — (Boykow)	248
Bücher-Besprechungen II, 50, 80, 116, 180, 204, 216, 256,	268,
296, 320	
Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt, Erster Bericht der —. Die Versuchsanlage für den Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor (Bendemann)	281
Draht- und Kabelanschlüsse bei Flugzeugen, Über die Festigkeit von — (Gsell)	297
Druckluft, Die Erzeugung und Verwendung von — im Siemens-Schuckert-Luftschiff (Dietzius)	309
Duchènes Grundlagen für die Beurteilung und Verbesserung eines Flugzeuges (Betz)	86
Eiffel, Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt von — verglichen mit den Göttinger Resultaten (Föppl)	118
Englischen Wettbewerbs für Militärflugzeuge, Die Ergebnisse des — (Heinkel)	279
Fernflug »Rund um Berlin« (Vorreiter)	223
— Berichtigung (Vorreiter)	244
Festigkeit von Draht- und Kabelanschlüssen bei Flugzeugen, Über die — (Gsell)	297
Flügelbeanspruchungen, Einige einfache Berechnungen der auftretenden — (Heinkel)	272
Flügelbrüchen, Vermutliche Ursache von — bei Eindeckern und ihre Vermeidung (Beyerhaus)	176
Flügelformen, Zur Geometrie der — (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie) (Bendemann)	195
Flügel, Einige Versuche mit bis zur Nabe reichenden, aber noch prismatischen, auf der Druckseite ebenen — (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie) (Bendemann)	207
Flüssigkeitsbewegungen, Demonstration einiger kinematographischer Aufnahmen von — (Vortrag von Ahlborn, Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen)	32
Flugschau (Vorreiter) II, 23, 50, 92, 151, 167, 178, 203,	214,
231, 243,	255
Flugwissenschaft in Göttingen, Versammlung von Vertretern der —. Vorträge in den Fachsitzungen	25
Flugzeuge mit symmetrischem Zweischraubenantrieb (Vorreiter) — vom Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums (Schluß) (Quittner)	5
— von der Herbstflugwoche in Johannisthal (Vorreiter)	204
— Vergleich von Versuchen auf einem — mit Messungen an dessen Modell (Wieselsberger)	174

Seite	Seite
Füllgases, Temperaturmessungen des — und der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhennavigation. Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen (Glund und von Soden)	97
Füllungstemperatur in einem Luftschiff und sein Einfluß auf die statische Steigkraft, Der Gang der — (Bassus)	90
Füllungstemperatur des Freiballons, Zur — (Bassus und Schmauß)	V, 258
Bemerkungen zur Füllungstemperatur (Willers)	299
Füllungstemperatur des Freiballons Zur — (Emden)	315
Funkentelegraphie auf der »Ala« (Thurn)	135, 159
Funkentelegraphische Ortsbestimmung in Luftfahrzeugen (Schmid)	199
Gestirnhöhenbeobachtungen in der Karte, Instrument zur Auswertung von — (Wedemeyer)	3
Göttinger Modellversuchsanstalt, Ergebnisse und Ziele der — (Vortrag von Prandtl, gehalten in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen)	33
— Mitteilungen aus der —, Auftrieb und Widerstand einer Tragfläche in der Nähe einer horizontalen Ebene (Erdboden) (Betz)	217
Harlan-Eindecker Militärtyp 1913, Der —	XV, XVI, 290
Holzbandröhren, ein neues Baumaterial für Luftfahrzeuge (Vorreiter)	21
Höhensteuerung, Hydraulische — und Stabilisierung der Flugzeuge (Banki)	70
Instrument zur Auswertung von Gestirnhöhenbeobachtungen in der Karte (Wedemeyer)	3
Kuttaströmung, Zeichnungen zur — (Deimler)	93, 107
Längsschwingungen von Flugzeugen, Über die — (Vortrag von Prof. Runge, gehalten in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen)	38
Luftschrauben, Beiträge zur Theorie der — (Kimmel) III,	53, 173
— Bemerkungen zum Aufsatz von Dr. Kimmel (Reißner)	143
Luftschraubendiagramm, Ein einfaches —, Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen (Dornier)	XIV, 257
Luftschraubenfrage und die Arbeiten der Lindenberg Versuchsanstalt der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie, Die — (Vortrag von Dr. Bendemann, gehalten in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen)	44
Luftschrauben, Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der — (Fortsetzung aus Heft 23, Jahrg. II) (Reißner)	I, 13
— Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie (Bendemann)	129, 141, XI, 169, 181, 193, 206
Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen, Mitteilungen des —, Elektrische Aufladung isolierter Benzinmotoren (Dieckmann und Fischer)	56
— Temperaturmessungen des Füllgases u. der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhennavigation (Glund und von Soden)	97
— Ein einfaches Luftschraubendiagramm (Dornier)	XIV, 257
Luftschiffhafen, Der Hamburger (Krueger)	189
Luftwiderstand und Reynoldsche Zahl (Vortrag von Dr. Blasius, gehalten in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen)	36
Mikromanometer, Ein handliches — (Schreber)	229
Militärflugschau (Vorreiter)	10, 22, 77
Militärflugzeuge, Französische (Vorreiter)	253
Mühlen zur Demonstration von Luftwiderstandsgesetzen (Schreber)	101
Nachruf, von Oldenbourg, General-Consul	205
Nachruf von Wilbur Wright	152
Nieuport-Eindecker (Rozenaal)	XII, 211, XVII, 300
Nomogramme, Astronomische Ortsbestimmung mit Hilfe von — (Leick)	230
Pariser aeronautischer Salon, Technisches vom dritten —, Ausstellungsberichte (Quittner und Vorreiter) I, 8, II,	15, 58, 74
Pariser Salon d'Aéronautique, Der vierte — (Quittner)	275, 292, 303, 316
Patentschau (Vorreiter) 11, 24, 50, 63, 78, 92, 103, 113, 128, 139, 168, 178, 192, 203, 214, 231, 243, 255, 266, 280, 296, 307, 318	
»Rund um Berlin«, Der Flug — (Vorreiter)	223
— Berichtigung (Vorreiter)	244
Saint-Cyr, Das aerodynamische Laboratorium in — (Quittner)	220, 235
Segelfluges, Beitrag zur Erklärung des — (Betz)	269
Seitenstabilität der Drachenflieger, Einige Bemerkungen zur — (Vortrag von Prof. Reißner, gehalten in der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen)	39
Spannungen, Apparat zum Messen der in den Drähten eines Flugapparates auftretenden — (Wittmaack)	250
Spannschloß und Hebelverbindung (Quittner und Vorreiter)	209
Stabilität von Aeroplanen, Über — (Vortrag von Parseval; Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen)	25
Stein-Eindecker (Rozenaal)	IX, 144, X, 175
Strömungsercheinungen an Hindernissen, Über — (Vortrag v. d. Borne, Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen)	30
Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben (Fortsetzung aus Heft 23, Jahrg. II) (Reißner) 1,	13
Telegraphie vom Flugzeuge, Drahtlose (Thurn)	237
Temperaturverteilung im Innern eines bestrahlten Ballons (Schmauß)	68
Tragflächen der Drachenflieger, Über die Konturen der — (Fortsetzung aus Jahrg. 1910, S. 281)	81
Tragflächenträger in Wien, Der Wettbewerb für — (Haffner-Holborn)	19
Tragflächen-Untersuchungen des aerodynamischen Laboratoriums der Technischen Hochschule Moskau (Loukianoff)	153
Turbinen- und Propellerwirkung, Über die physikalischen Grundlagen der — (Föttinger)	233, 245
Vergleich von Versuchen auf einem Flugzeug mit Messungen an dessen Modell (Wieselsberger)	174
Vermutliche Ursache von Flügelbrüchen bei Eindeckern und ihre Vermeidung (Beyerhaus)	176
Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen; Vorträge von Parseval, v. d. Borne, Ahlborn, Prandtl, Blasius, Runge, Reißner, Bendemann	25—50
Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft, Bericht über die zweite — und die Gründung der »Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik«	105
Versuchsanlage für den Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor, Die —, Erster Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt (Bendemann)	281
Bemerkungen zu Versuchsanlage für den Kaiserpreis (Madelung)	314
Vorhaltwinkel, Bestimmung des — beim Abwerfen von Bomben (Boykow)	248
Wasserflugzeuge in Heiligendamm, Wettbewerb für — (Vorreiter)	220
Wasserflugzeuge und Wettbewerbe (Vorreiter)	XIII, 241
— Nachtrag (Vorreiter)	253
Wasserflugzeuge in Monaco, Wettbewerb für — (Vorreiter)	IV, 102
Wertungsformel für Flugleistungen, Diskussion im Reichsflugverein (Quittner)	191
Wertungsformel für Flugleistungen (Jaray)	211
Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums, Flugzeuge vom — (Quittner) Schluß	5
Wettbewerb für Militärflugzeuge, Die Ergebnisse des englischen — (Heinkel)	279
Wettbewerb für Tragflächenträger in Wien, Der — (Haffner-Holborn)	19
Winddruckschreiber, Ein einfacher — (v. d. Borne)	188
— Theorie meines — (v. d. Borne)	201
Windkräfte auf ebenen und gewölbten Platten, Drahtwiderstand (Föppl)	95
»Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik«, Bericht über die Gründung der —	105
— Erste Sitzung des provisorischen Arbeitsausschusses	117
Wright Wilbur, Nachruf (Vorreiter)	152
Zeppelin-Friedrichshafen, Mitteilungen der Luftschiffbau-G. m. b. H. —, Elektrische Aufladung isolierter Benzinmotoren (Dieckmann und Fischer)	56
— Temperaturmessungen des Füllgases und der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhennavigation (Glund und von Soden)	97
— Ein einfaches Luftschraubendiagramm (Dornier)	XIV, 257
Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein, Technische Rückblicke auf den zweiten deutschen (Béjeuhr)	149
Zweischraubenantrieb, Flugzeuge mit symmetrischem — (Vorreiter)	170

Illustrationen.

	Seite	Tafel		Seite	Tafel
Aachen, Technische Hochschule. Ausstellung (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«) (Béjeuhr)		VII	Curtiß-Paulhan, Wasserzweidecker		XIII
Absturz-Stellung	28		Dämpfungsfläche, Aeroplan mit tiefer —	27	
Aerodynamisches Laboratorium in St. Cyr (Quittner)	220		Delfosse, Umlaufmotor (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII
Aeroplan mit tiefer Dämpfungsfläche	27		Deperdussin, Eindecker	19, 60	
»Ago«, Wasserzweidecker	225		— Escadrille	253	
Albatroswerke, Zweidecker, Militärtyp	9	I, VI	— Monocoque	270	
— Ausstellungsstand		I	Deutsche Flugzeug-Werft, Eindecker System Dr. Huth		V
— Wasserzweidecker	225, 203		Deutsche Flugzeug-Werke, Zweidecker System Büchner		VI
Allgemeine Fluggesellschaft, Flugzeug	203		— Zweidecker	150	
Anlauf- und Landungsstellen, Flugzeuge mit charakteristischen —		I	Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt (Die Versuchsanlage für den Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor) (Bendemann)	285	
Anlaufweg (König)	247		Dixi-Flugmotor (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII
Antoinette, Eindecker	8, 9		Donnet-Leveque, Wasserzweidecker		XIII
Apparat zum Messen der in den Drähten eines Flugapparates auftretenden Spannungen (Wittmaack)	251		Draht- und Kabelanschlüsse bei Flugzeugen, Über die Festigkeit der — (Gsell)	297	
Astra-Wright-Zweidecker mit Renault-Motor	6		Drahtlose Telegraphie vom Flugzeuge (Thurn)	238	
— mit Cheun-Motor	6		Dresdener Technische Hochschule (Wissenschaftliche Ausstellung der »Ala«) (Béjeuhr), Wirbelstrombremse und Prüfstand für Motoren, Pendelrahmenbremse, Bremsenrichtung		VII
Astronomische Ortsbestimmungen mit Hilfe von Nomenogrammen (Leick)	231		Duchènes Grundlagen für die Beurteilung und Verbesserung eines Flugzeuges (Betz)	86	
Aufmessen fertiger Schrauben. Herstellung und Auswuchtung (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie) (Bendemann)	194		Eiffel, Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt von —, verglichen mit den Göttinger Resultaten (Föppl)	118	
Aufnahme der Flugzeuge am Wendepunkt Potsdam	226		Erzeugung und Verwendung der Druckluft im Siemens-Schuckert-Luftschiff	310	XVIII
Auftrieb und Widerstand einer Tragfläche in der Nähe einer horizontalen Ebene (Erdboden). (Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt) (Betz)	18		Esnault-Pelterie, Eindecker	93	XIII
Austro-Daimler-Flugmotor (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII	— Wassereindecker		
Aviatik, Eindecker	61, 62	I	Euler, August, Verbindung der Holme, Steuerhebel		VI
— Wasserzweidecker	225		— Dreidecker		VI
Ballonthermometer mit elektrischem Fernanzeiger (Glund und von Soden)	98		Farman, Henry, Zweidecker	5	IV
Bénard-Steuerung	93		— Stand (Pariser Ausstellung)	17	
Benzinmotoren, Elektrische Aufladung isolierter — (Dieckmann und Fischer)	50		— Neuer Zweidecker	254	
Besson, Canard-Eindecker		II	— Wasser-Zweidecker	277	
Blériot-Eindecker	7	I	— Wasser-Eindecker, neuester (Seitenansicht und Vorderansicht)	310	
— Limousine von Deutsch de la Meurthe		I	Farman, Maurice, Zweidecker	5	
— Limousine-Eindecker		II	— Escadrille	254	
— Renntyp	18, 19		F. E. G., System Kohler	203	
— Steuerung	93		Festigkeit von Draht- und Kabelanschlüssen bei Flugzeugen (Gsell)	297	
— Escadrille	254		Flügelbeanspruchungen, Einige einfache Berechnungen der auftretenden — (Heinkel)	273	
— Gepanzerter Militärzeitsitzer	292		Flügelformen, Zur Geometrie der — (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie) (Bendemann)	195	
— Verspannung	292		Flügeln, Einige Versuche mit bis zur Nabe reichenden, aber noch prismatischen, auf der Druckseite ebenen — (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie) (Bendemann)	207	
Bomben aus Flugzeugen, Bestimmung des Vorhaltungswinkels beim Abwerfen von — (Boykow)	249	I	Flügelprofile verschiedener Eintrittsrundung, Versuche mit —, Einfluß der Wölbungsstärke (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie) (Bendemann)	171	XI
Bootformen, neue Karosserien für Flugzeuge		XIII	Flügelprofile verschiedener Eintrittsrundung und Saugseitenform, zugleich mit gewölbter Druckseite, Weitere Versuche mit — (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie) (Bendemann)	182, 184	
Borel-Wassereindecker	305		Flügelprofilformen, Einige geometrisch einfach bestimmte	49	
— Eindecker	252, 304		Flug »Berlin—Wien« (Vorreiter)	106	
— Escadrille	254		— »Rund um Berlin« (Vorreiter)	223	
— Kabelverbindung am Eindecker	306		Flugzeug in der Kurve	28	
— Panzer-Eindecker	277		Flugzeuge mit charakteristischen Anlauf- und Landungsgestellen		I
Borel-Morane, Eindecker mit Gnome-Motor	7		Fokker, Eindecker	203	
Breguet, Zweidecker	75, 293		Füllgases, Temperaturmessungen des — und der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhenavigation (Glund und von Soden)	98	
— Ausstellungsstand	76				
— Wasserzweidecker		XIII			
— Escadrille	253				
— Fahrgestell-Zweidecker	278, 293				
— Englischer Zweidecker	294				
— Stahlbandspanner	294				
— Wasser-Eindecker »La Marseillaise«	295				
— Maschinenanlage	295				
Bristol, Eindecker		I			
— Steuerung	63				
— Fahrgestell	278				
Bronislavsky, Schrägsteuerung	70				
Caudron-Wasserzweidecker — Schwimmer- und Räderanordnung	317				
Cinemometer von Richard (Das aerodynamische Laboratorium in St. Cyr) (Quittner)	235				
Clément-Bayard, Eindecker, Anlauf- und Landungsgestell des —	10				
— Zweidecker	75				
Coanda, Zweidecker	8				
Corneloup, Guérin und Sotinel, Eindecker		II			
Crochat & Collardeau, Militär-Werkstattwagen (Quittner)	270				
Curtiß, Zweidecker		IV			

	Seite	Tafel
Füllungstemperatur, Der Gang der — in einem Luftschiff und sein Einfluß auf die statische Steigkraft (Bassus)	91	
Füllungstemperatur des Freiballons, — Bemerkungen zu dem Aufsatz von Bassus und Schmauß (Willers)	299	
Funkentelegraphie auf der »Ala« (Thurn)	130, 160	
Funkentelegraphische Ortsbestimmung in Luftfahrzeugen (Schmid)	199	
Garuda, Eindecker		V
Gaudron, Zweidecker	75	
Geschwindigkeits-Regulator	29	
Gießen, Universität, Ausstellung (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«) (Béjeuhr)		VII
Goedecker, Wassereindecker		XIII
Göttinger Modell-Versuchsanstalt, Ausstellung, Wissenschaftliche Abteilung der »Ala« (Béjeuhr)		VII
Gondelthermometer (Glund und von Soden)	98	
Grade, Eindecker	203	V
Grandjean, Wassereindecker		XIII
Goupy, Zweidecker mit 75 PS-Motor	7	
Guérin, Sotinel und Corneloup, Eindecker		II
Gütergrad (Zur Luftschraubenfrage)	46	
Haefelin, Eindecker		V
Hamburger Luftschiffhafen (Krueger)	190	
Hanriot, Eindecker mit Clerget-Motor	7	
— Eindecker	306	
— Eckverbindung am Eindecker	306	
— Befestigung der Spannseile an den Flügelholmen beim Eindecker	306	
— Antrieb der Verwindungsseile	307	
— Klappvorrichtung am Rumpf	307	
Harlan, Eindecker	225, 203, 291	V, XV, XVI
Höhensteuerung, Hydraulische — und Stabilisierung der Flugzeuge (Donat Banki)	72	
Höhensteuer, Bedienung des — beim Sommer-Eindecker	316	
Holzbandröhren (Mutter & Leiber)	21, 22	
Jeannin, Eindecker	150, 225, 203	
Karosserien, neue, bzw. Bootformen für Flugzeuge		I
Kauffmann, Eindecker	61	I
Koeffizient der Rohrreibung	37	
Kraftausnutzung (Zur Luftschraubenfrage)	47	
Kreß, Drachenflieger, Wasserflugzeug	265	
Kühlstein, »Torpedo«-Eindecker	225	
Kurventafel einer Fläche nach Nieuport (Das aerodynamische Laboratorium in St. Cyr)	237	
Kuttaströmung, Zeichnungen zur — (Deimler)	95, 108	
Lanz-Mannheim, Ausstellung (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«) (Béjeuhr)		VII
Lochner, Zweidecker	150	
Lontzkoy, Motore am Eindecker »Riesentaube«		V
Luftschrauben, Beiträge zur Theorie der — (Kimmel)	55	III
Luftschraubendiagramm, Ein einfaches — (Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin, Friedrichshafen) (Dornier)	259	XIV
Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie (Bendemann)	131, 142, 171, 182, 184, 194, 207	XI
Luftverkehrs-Gesellschaft, Eindecker System Schneider		V
Marcay-Moonen, Eindecker		II
Mercedes-Flugmotor, Neuer — der Daimler-Motoren-gesellschaft (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII
Mercedes-Luftschiffmotor, Neuer — (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII
Moonen, Eindecker		II
Morane, Eindecker		I
Morane-Borel, Eindecker		IV
Morane-Saulnier, Eindecker, Typ Militär		I
— Eindecker, Renntyp		II
— Stand (Pariser Ausstellung)	17	
Mühle zur Demonstration von Luftwiderstandsgesetzen nach Dr. Schreiber (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«)	134	
N. A. G.-Luftschiffmotor, Flugmotor (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII
Nieuport, Detail des Flügels	60	
— Steuerung	60	
— Eindecker (Rozendaal)	XII, 211, XVII, 300	
— Wassereindecker		XIII
— Eindecker	252, 303	

	Seite	Tafel
Oerlikon, Maschinenfabrik, Flugmotor (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII
Oldenbourg, von — Porträt	205	
Pendelrahmenbremse für Flugzeuge, Zeichnung der — (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«) (Béjeuhr)		VII
Pendelrahmenbremse für Flugzeuge nach Geh. Rat Scheit-Dresden (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«) (Béjeuhr)		VII
Pendelregulator	28	
Pouche & Primar, Eindecker		I
Prandtl, Professor, Propeller-Prüfwagen (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«) (Béjeuhr)		VII
Profile (Luftschraubenfrage)	47	
Rep, Eindecker	63, 293	
— Wassereindecker		XIII
Reparaturwerkstatt, Fahrbare —	253	
Rheinische Aerowerke, Flugmotor, Luftgekühlter Sternmotor, Luftgekühlter Dreizylindermotor (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII
Riedl-Motoren-gesellschaft, Luftgekühlter Flugmotor (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII
Rumpler, Eindecker »Delphin«		V
— Rumpler-Eindecker	225	
— Rumpler-Hirth	150	
— Rumpler-Taube	150, 203	
St. Cyr, Das aerodynamische Laboratorium in — (Quittner)	220	
Salmon-Motor, Einbau in den englischen Breguet-Zweidecker	294	
Sanchez-Besa, Zweidecker	263, 278	IV
Savary, Zweidecker	6	
— Kettenantrieb	76	
Scott, Bombenlanziervorrichtung	203	
Segelflug, Ein Beitrag zur Erklärung des — (Betz)	270	
Sommer, Zweidecker	74	I
— Eindecker	58	
— Bedienung des Höhensteuers beim Sommer-Eindecker	316	
Sotinel, Guérin und Corneloup, Eindecker		II
Spannschloß und Kabelverbindung (Quittner und Vorreiter)	299	
Schraubenflieger, Die Möglichkeiten der — (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie) (Bendemann)	131	
Schütte, Prof., Ausstellung (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«) (Béjeuhr)		VII
Schulze-Burg, Flugzeug	263	
Schwade & Co., Umlaufmotor (»Ala«) (Quittner und Vorreiter)		VIII
Stein-Eindecker (Rozendaal)	145	IX, X
Strömungsapparat	30	
Tatin-Paulhan, Eindecker	61	I
Technische Hochschule, Aachen, Ausstellung (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«) (Béjeuhr)		VII
»Torpedo«-Eindecker von Kühlstein	225	
Tragflächen der Drachenflieger, Über die Konturen der — (Joukowski)	81	
Tragflächen-Untersuchungen des aerodynamischen Laboratoriums der Technischen Hochschule Moskau (Loukianoff)	154	
Train, Eindecker	59	
— Wassereindecker		XIII
Transportautomobil für Flugzeuge	253	
Transportwagen für Flugzeuge	254	
»Tubavions«-Eindecker von Pouche et Primard	318	
Turbinen- und Propellerwirkung, Über die physikalischen Grundlagen der — (Föttinger)	233, 246	
Universität Gießen, Ausstellung (Wissenschaftliche Abteilung der »Ala«) (Béjeuhr)		VII
Vergleich von Versuchen auf einem Flugzeug mit Messungen an dessen Modell (Wieselsberger)	174	
Versuche über den Einfluß der Druckseitenwölbung bei sonst gleichen Sichelprofilen (Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie) (Bendemann)	141	
Voisin, Zweidecker, Typ Canard	7	I, IV
— Gerüstverspannung		XIII
Wasserstoffanlage, Stationäre — nach System Linde-Frank-Caro (Die Darstellung der Ballongase) (Sander)	228	

	Seite	Tafel
Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor, Die Versuchsanlage für den — (Erster Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt) (Bendemann)	285	
Winddruckschreiber, Ein einfacher — (v. d. Borne)	188	
— Theorie meines Winddruckschreibers	261	
Windkräfte an ebenen und gewölbten Platten, Drahtwiderstand (Föppl)	66	
Wissenschaftliche Abteilung der »Ala« (Béjeuhr)		VII
Wright-Gesellschaft, Neuer Zweidecker		VI
— Zweidecker	150, 263	
— Einkettenantrieb	177	
— Wilbur Wright, Porträt	152	
Zodiac, Zweidecker, Anlauf- und Landungsgestell des —	9	
Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein, Technische Rückblicke auf den zweiten deutschen (Béjeuhr)	147	

Patente (erteilte).

	Seite
Arquembourg & Co., Grouvelle Jules, Spritzvergaser mit einfacher Brennstoffdüse, mit einer gleichachsigen zur Handgemischleitung angeordneten Vorrichtung für die Nebel-luftzufuhr und einem zylindrischen Drosselhahn (253 383; 46 c)	266
Bärwinkel, Paul, Reaktionsgasturbine mit umlaufenden Zylindern, welche in Reaktionsdüsen auslaufen (251 514; 46 d)	255
Berneker, Luftschiffgondel mit Ballastabgabevorrichtung (237 223)	51
Blériot, Gerüst für Tragflächen und Steuerflächen von Flugmaschinen u. dgl. (240 462)	12
Bosch, Robert, Vorrichtung zur Erzeugung von Funken zum Anlassen von mehrzylindrigen Explosionsmotoren, bei denen für die Anlaßzündung und für die Betriebszündung getrennte Stromquellen vorgesehen sind, die einen gemeinsamen Kerzensatz speisen (253 894; 46 c)	296
— Vorrichtung zur Verstellung des Zündzeitpunktes durch die Wirkung von Schwungmassen (253 140; 46 c)	266
— Zündvorrichtung für Verbrennungsmotoren, die mit einer Zündmaschine, einem gesteuerten Unterbrecher und einem Summer ausgerüstet sind und mechanisch angedreht werden (244 473; 46 c)	64
Bot und Lallemand, Lenkbares Luftschiff mit Luftschacht und Luftballonett (241 298)	51
Burger und Müller, Erdverankerung für Luftschiffe, Masten u. dgl. (237 195)	51
Cadel, Flugmaschine mit in der Längsrichtung verlaufenden Gleichgewichtsflächen und in der Längsachse liegender Antriebsschraube (241 108)	51
Canton und Unné, Antriebsvorrichtung für Zündmaschinen von Explosionsmotoren, bei welchen die Zylinder und die Kurbelwelle sich im entgegengesetzten Sinne drehen (243 965; 46 c)	51
Canton, Georges Henri Marius, Salmson, Emile Jean Jules, Unné, Georges Pierre, Vorrichtung zur Befestigung der Zylinder am Kurbelgehäuse von Explosionskraftmaschinen und anderen Kolbenmaschinen (252 095; 46 c)	243
Chauviere, Lucien, Hölzerne Luftschraube aus miteinander verleimten Lamellen (245 260; 77 h)	78
Claus, Flügelrad für Luftfahrzeuge (241 297)	24
Conill, Enrique Juan, Umlaufschmierung für Verbrennungskraftmaschinen mit kreisenden einfachwirkenden Zylindern, welche mit ihrem Verbrennungsraum der Maschinenachse zugekehrt sind (252 314; 46 c)	243
Daimler-Motoren-Gesellschaft, Vergaserregelung, hauptsächlich für Luftfahrzeuge (253 862; 46 c)	296
Deperdussin, Armand Jean Auguste, Vorrichtung zur Umschaltung der Zündung von Explosionsmotoren von einer Zündkerze auf eine Ersatzkerze unter gleichzeitiger Freigabe der letzteren und Abdeckung der abgeschalteten Kerze (251 751; 46 c)	255
Deutsche Luftschiffahrts-Akt.-Ges. und Dörr, Hülle für Gastragkörper von Luftfahrzeugen mit Stellen geringerer Festigkeit im unteren Teil (240 182)	51
Diamant, Sigismondo, Jellinek, Marcell, Jellinek, Mercedes, Emil, Explosionskraftmaschine mit feststehendem Kolbenkörper und sich drehendem Gehäuse (253 138; 46 a)	266
Dörr und Deutsche Luftschiffahrts-Akt.-Ges., Hülle für Gastragkörper von Luftfahrzeugen mit Stellen geringerer Festigkeit im unteren Teil (240 182)	51

	Seite
Düsterloh, Luftschiffkörper mit ringförmigen Einzelgasbehältern (240 708)	51
Eason Engine Company, Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern (244 426; 46 a)	64
Esnault-Pelterie, Robert, Steuerung für Viertaktmotoren (249 822; Kl. 46)	203
Fladrich, Paul M. E., Weise, Georg, Zündkerze (253 186; 46 c)	266
Freiberg, Oskar und Max, Petzsche, Otto, Viertaktmaschine mit im Kolben angeordnetem Auspuffventil (254 725; 46 a)	318
Geest, Flügelartige Tragfläche für Luftfahrzeuge (240 268)	52
Goldberger, Kupplung für Luftschrauben (240 602)	11
Grouvelle, Jules, Arquembourg & Cie., H., Spritzvergaser mit einfacher Brennstoffdüse, mit einer gleichachsigen zur Handgemischleitung angeordneten Vorrichtung für die Nebel-luftzufuhr und einem zylindrischen Drosselhahn (253 383; 46 c)	266
Häberer, Ballon- und Flugzeugstoff aus gummiertem Bastfasergewebe (241 298)	51
Hayot, Flugzeug mit an Gelenkparallelogrammen angeordneten Tragflächen (240 640)	12
Jaenisch, Ernst, Autogen geschweißter Zylinder für Explosionskraftmaschinen (13 215; 40 c und 255 458; 46 c)	318
Jellinek, Marcel, Diamant, Sigismondo, Jellinek, Mercedes, Emil, Explosionskraftmaschine mit feststehendem Kolbenkörper und sich drehendem Gehäuse (253 138; 46 a)	266
Killat, Luftfahrzeug mit einer an einer Querachse pendelnd aufgehängten Antriebsvorrichtung (240 639)	52
Klemm, Verfahren zur Nachfüllung von Luftschiffen während der Fahrt mit überhitztem Wasserdampf (240 183)	51
Kruk, Selma, geb. Berger, Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern (250 287; 46 a)	203
Krumholz, Motorluftschiff (239 628)	11
— Baustoff für Gasblasen von Motorluftschiffen (241 497)	51
Krumholz und Rausch, Baustoff für Luftschiffe (238 540)	51
Kuhn-Moos, Hochspannungszündkerze mit Flügelraderlektrode (244 015; 46 c)	51
Lallemand und Bot, Lenkbares Luftschiff mit Luftschacht und Luftballonett (241 298)	51
Lehmann, Vorrichtung zur Änderung der Höhenlage von starren Ballons (239 989)	51
Lemasson, Roger Pierre Felix, Explosionskraftmaschine mit zwei Gruppen von je drei sternförmig und in zwei parallelen Ebenen angeordneten Zylindern (254 400; 46 a)	296
Luftfahrzeug-Motorenbau-G. m. b. H., Sicherheitsregler für Explosionskraftmaschinen (248 709; 46 b)	179
»Mafam«-Motorapparate G. m. b. H., Frankfurt-Bockenheim, Einrichtung an selbsttätigen Zündmomentreglern, bei denen Fliehkräfte einen mit der Tourenzahl sich vergrößernden Verstellungswinkel hervorrufen (255 457; 46 c)	318
Maybach, Wilhelm, Viertaktexplosionskraftmaschine mit schwingendem Arbeitszylinder (253 139; 46 a)	266
Means, Ablaufvorrichtung für Flugmaschinen (241 295)	51
Mesinger, Flugapparat mit Schlagflügelpaaren, die an einer parallel zu seiner Längsachse angeordneten Welle angelenkt sind (242 415)	51
Müller und Burger, Erdverankerung für Luftschiffe, Masten u. dgl. (237 195)	51
Neubert, Wendeflügelrad	24
Obst, Luftschiffgondel mit Spiralfederpanzerung (241 365)	51
Palous & Beuse, Zweitaktexplosionskraftmaschine mit Verdichtung der Luft im Kurbelgehäuse und mit vom Kolben gesteuertem Überströmkanal (254 198; 46 a)	296
Rausch und Krumholz, Baustoff für Luftschiffe (238 540)	51
Redrup, Charles Benjamin, Magnetzündvorrichtung für Mehrzylinderexplosionskraftmaschinen mit rotierenden Zylindern (248 713; 46 c)	179
Ricardo, Harry Ralph, Verbrennungskraftmaschine mit strahlenförmig angeordneten umlaufenden Zylindern und feststehender Kurbel (251 507; 46 c)	243
Riedel, Luftschraube mit kammerartigen Schaufeln (240 603)	51
Rossel-Peugeot, Société Anonyme des Constructions Aériennes, Ventilsteuerung für Verbrennungskraftmaschinen mit strahlenförmig angeordneten Zylindern (248 491; 46 c)	179
Salmson, Jean Jules, Canton, Georges Henri Marius, Unné, Georges Pierre, Vorrichtung zur Befestigung der Zylinder am Kurbelgehäuse von Explosionskraftmaschinen und anderen Kolbenmaschinen (252 095; 46 c)	243
Seiler, Drachenflieger mit an den Spannungsgliedern des Gerüsts aufgespannten und kastendrachenförmigen Tragflächengruppen (239 281)	24
Sklénár Ignaz, Explosionskraftmaschine mit zwei Gruppen kreisender Kolben (253 380; 46 a)	266

	Seite
Société Anonyme des Constructions Aériennes Rossel-Peugeot, Ventilsteuerung für Verbrennungskraftmaschinen mit strahlenförmig angeordneten Zylindern (248 491; 46 c)	179
Thompson, William Philipp, Zweitaktexplosionskraftmaschine mit vier rechtwinklig zueinander angeordneten und um eine feststehende Kurbel kreisenden Zylindern (249 873; 46 a)	214
Unné und Canton, Antriebsvorrichtung für Zündmaschinen von Explosionsmotoren, bei welchen die Zylinder und die Kurbelwelle sich im entgegengesetzten Sinne drehen (243 965; 46 c)	51
Unné, Georges Pierre, Canton, Georges Henri Marius, Salmson, Emile Jean Jules, Vorrichtung zur Befestigung der Zylinder am Kurbelgehäuse von Explosionskraftmaschinen und anderen Kolbenmaschinen (252 095; 46 c)	243
Vallez, Louis, Explosionskraftmaschine mit zwei gegenüberliegenden Gruppen zu einander paralleler und um eine feste Welle kreisender Zylinder (255 413; 46a)	318
Walters, Vorrichtung zur Erlernung des Fliegens (239 942)	51
Weise, Georg, Fladrich, Paul M. C., Zündkerze (253 186; 46 c)	266
Windhoff, Hans, Befestigung von Wassermänteln auf den Zylindern von Kreiselmotoren (249 340; 46 c)	179
— Explosionskraftmaschine mit strahlenförmig angeordneten, kreisenden Zylindern (254 889; 46c)	318
— Kolbenkühlvorrichtung für Kreiselmotoren (249 341; 46 c)	179
Wright, Orville und Wilbur, Steuer für Flugmaschinen, bei welchem Vorderkante und Hinterkante gegen den Wind in verschiedenem Winkel einstellbar sind (240 782)	12

Auszüge aus Patentschriften.

	Seite
Authenrieth, Vorrichtung zur Aufhebung der Torsion an Schraubenwellen für Luftfahrzeuge (238 323)	79
Banki, Donat, Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Luftfahrzeuge (249 442)	319
Banzet und Maraviglia, Fallschirm für Flugzeuge (244 107)	116
Baumann und Freytag, Drachenflieger mit um Querachsen des Gestells pendelnd aufgehängten Tragflächen (232 250)	175
Baumgärtel, Flügel für Luftschrauben mit nach dem Umfange hin zunehmender Steigung (242 606)	79
Bernecker, Luftschiffgondel mit Ballastabgabevorrichtung (237 223)	51
Blériot, Vorrichtung zum Aufsteigenlassen von Drachenfliegern an Ort und Stelle (232 159)	175
— Gerüst für Tragflächen und Steuerflächen von Flugmaschinen u. dgl. (240 462)	12
— Vorrichtung zum gleichzeitigen Einstellen der verschiedenen Steuer von Luftfahrzeugen und Unterseebooten (244 158)	104
— Vorrichtung zum gleichzeitigen Einstellen der verschiedenen Steuerflächen von Luftfahrzeugen und Unterseebooten (246 140)	266
— Vorrichtung zum gleichzeitigen Einstellen der verschiedenen Steuerflächen von Luftfahrzeugen und Unterseebooten (246 147), Zusatz zum Patent 244 158 vom 3. März 1907	267
Bollekens, Frères, Strebenbefestigung für Flugzeuge (246 604)	256
Bosz, Ballon mit Versteifungsgerippe (238 324)	79
— Versteifungsschläuche für Luftschiffe (243 467)	215
Bot und Lallemand, Lenkbares Luftschiff mit Luftschacht und Luftballonett (241 298)	51
Bourdelle, Flugzeug (238 544)	64
Breguet, Flugzeug mit zusammenklappbaren Tragflächen (240 866)	79
Bütow, Propeller (245 123)	216
Burger und Müller, Erdverankerung für Luftschiffe, Masten u. dgl. (237 195)	51
Cadel, Flugmaschine mit in der Längsrichtung verlaufenden Gleichgewichtsflächen und in der Längsachse liegender Antriebschraube (241 108)	51
Chauvière, Luftschraube aus übereinandergeschichteten Holzlammellen (242 644)	79
— Hölzerne Luftschraube (244 211)	214
— Hölzerne Luftschraube aus miteinander verleimten Lammellen (245 260)	216
Claus, Flügelrad für Luftfahrzeuge (241 297)	24
Crocco und Ricaldoni, Dämpfungsvorrichtung für Luft- und Wasserfahrzeuge (233 267)	176
Dachkonstruktion in Holz, System „Stephane“, G. m. b. H., Gesellschaft für Ausführung freitragender Einrichtung zum Einbringen von Luftschiffen in Hallen (230 311)	176

	Seite
Dörr und Deutsche Luftschiffahrts-Akt.-Ges., Hülle für Gastragkörper von Luftfahrzeugen mit Stellen geringerer Festigkeit im unteren Teil (240 182)	51
Doutre, Flugmaschine mit vom Fahrwind beeinflusster Widerstandsfläche (244 908)	232
Dreyer, Schraubenantrieb für Flugmaschinen (241 983)	104
Düsterloh, Luftschiffkörper mit ringförmigen Einzelgasbehältern (240 708)	51
Eberhardt, Tragnetz für lenkbare Luftschiffe mit Spitzennetzen oder Kappen (242 894)	128
Erdmann, Marie geb. Bruns, Verfahren zum Nachfüllen von Luftballonen (247 139)	318
Esnault-Pelterie, Vorrichtung zum Regeln des Betriebsmittelzutritts von Motoren für Flugmaschinen (232 602)	176
— Fahrgestell für Flugzeuge (249 760)	319
— Fallschirm für Luftschiffer (241 611)	204
— Vorrichtung zum Verwinden der Tragflächen von Drachenfliegern (244 630)	215
Euler, Einseitig bespannte Tragflächen für Flugmaschinen (246 371)	232
— Flugzeug mit Maschinengewehr (248 601)	232
— Verspannung von Tragflächen, Gestellen u. dgl. für Flugzeuge (249 177)	320
Farcot, Antriebsvorrichtung für die Schlagflügel von Flugzeugen (242 721)	80
Focke, Drachenflieger mit hintereinanderliegenden, verschieden großen Tragflächen (238 542)	79
Freytag und Baumann, Drachenflieger mit um Querachsen des Gestells pendelnd aufgehängten Tragflächen (232 250)	175
Fugaion, Paul, Büchse zum Auswurf von Depeschen aus Luftfahrzeugen (248 725)	318
Gammisch, Gleichgewichtsregelung für Flugzeuge (238 541)	80
Geest, Flügelartige Tragfläche für Luftfahrzeuge (240 268)	52
— Flügelartige Tragfläche für Luftfahrzeuge (240 976)	78
Gilardone, Einrichtung zur Erlernung der Handhabung von Flugmaschinen (241 776)	115
Goldberger, Kupplung für Luftschrauben (240 602)	11
Grünberg, Georg, und Hoffmann Georg, Tragfläche mit selbsttätigen Stabilisierungseinzeltragflächen für Flugzeuge u. dgl. (248 599)	256
Häberer, Gebr., Ballon- und Flugzeugstoff aus gummiertem Bastfasergewebe (241 298)	51
Hayot, Flugzeug mit an Gelenkparallelogrammen angeordneten Tragflächen (240 640)	12
Hoffmann, Georg, und Grünberg, Georg, Tragfläche mit selbsttätigen Stabilisierungseinzeltragflächen für Flugzeuge u. dgl. (248 599)	256
Hündchen, Luftschiff mit drehbarer Gondel und mit zum Fortbewegen sowie zum Steuern dienenden Schrauben (241 736)	104
Hundrieser, Luftschiffbergungsvorrichtung (241 797)	116
Internationale Zelluloseester-Gesellschaft m. b. H., Azetylzellulose oder verwandte Verbindungen als Dichtungs- oder Bekleidungsmittel von Konstruktionsteilen für Luftschiffahrtszwecke (241 963)	139
Killat, Einrichtung zur Erhaltung der Stabilität von Flugzeugen mit mehreren nicht gleichachsig liegenden Luftschrauben (233 099)	175
— Luftfahrzeug mit einer an einer Querachse pendelnd aufgehängten Antriebsvorrichtung (240 639)	52
Klemm, Verfahren zur Nachfüllung von Luftschiffen während der Fahrt mit überhitztem Wasserdampf (240 183)	51
Koch, Wendevorrichtung für die Schlagfläche eines Flügelrades (244 032)	116
Krumholz, Motorluftschiff (239 628)	11
— Baustoff für Gasblasen von Motorluftschiffen oder dgl. (241 497)	51
— und Rausch, Baustoff für Luftschiffe (238 540)	51
Lehmann, Vorrichtung zur Änderung der Höhenlage von starren Ballons (239 989)	51
Lobnitz, Gleichgewichtssteuerung für Flugzeuge u. dgl. mit einem die Steuerflächen einstellenden, zugleich die Gondel bildenden oder sonstigen Pendel (242 557)	92
Lönholdt, Luftschiffgerüst (237 224)	78
Maraviglia und Banzet, Fallschirm für Flugzeuge (244 107)	116
Materne, Flugzeug mit Schlagflügeln (244 441)	214
Mathy, Flugzeug mit sich kreuzenden Tragflächen (244 774)	243
Means, Ablaufvorrichtung für Flugmaschinen (241 295)	51
— Ablaufvorrichtung für Flugmaschinen (241 296)	140
— Vorrichtung zum Verhüten des Absturzes von Flugmaschinen (244 301)	140
Mees, Drachenflieger mit Hubschraube (244 681)	215
Mertes, Luftschifftragkörper mit veränderlichem Fassungsvermögen (245 867)	215
Merx, Flugzeug (240 304)	64

	Seite		Seite
Mesingerin, Flugapparat mit Schlagflügelpaaren, die an einer parallel zu seiner Längsachse angeordneten Welle angelenkt sind (242 415)	51	Spreckmeester und Wynberg, Vorrichtung zur Kontrolle der Einstellung der Propellerflügel von Luftfahrzeugen (245 921)	204
Michael, sen., Einrichtung zur Erzielung einer kreisenden und axial schwingenden Bewegung von Schlagflügeln an Luftfahrzeugen (242 722)	115	Scheidemann, Antriebs- und Steuervorrichtung für Luftschiffe (242 895)	204
Mors, Flugzeug, dessen tragende Fläche zwecks Stabilisierens wechselseitig vergrößert oder verkleinert werden kann (238 543)	80	Schellies, Flugzeug mit abnehmbaren Trag- und Steuerflächen (245 519)	206
Müller und Burger, Erdverankerung für Luftschiffe, Masten u. dgl. (237 195)	51	Schiavonne, Starres Luftschiff mit mehreren miteinander verbundenen Ballonkörpern (231 986)	176
Nault, Antriebsvorrichtung für die Schlagflügel von Flugzeugen (243 889)	115	Schmidt, Propellerflügel für Schraubenflieger, die derart verstellbar sind, daß sie beim Antreiben durch besondere Vortriebsmittel in horizontaler Richtung als Tragflächen wirken (247 715)	296
Neubert, Wendelflügelrad (241 294)	24	Schütte, Luftschiff mit zwei beim Vorwärtsgang direkt angetriebenen, umsteuerbaren Fahrschraubenwellen (242 643)	78
Obst, Schraube für Luftfahrzeuge (240 232)	204	— Luftschiff mit im Innern des Tragkörperhohlraumes befindlichen Kugelballonen (246 199)	268
— Luftschiffgondel mit Spiralfederpanzerung (241 305)	51	Schworetzky, Zerlegbares Luftschiff (231 266)	176
Pietzsch, Sicherheitspropeller für Luftfahrzeuge (243 830)	215	Urban, Flugzeug mit von einer pendelnd angeordneten Gondel selbsttätig verstellbaren Stabilisierungsflächen (244 443)	140
Polestchuk, Propeller für Luft- und Wasserfahrzeuge (243 835)	215	Uschkoff, Flugzeug mit über der Haupttragfläche angeordnetem Höhensteuer (241 246)	115
Pum, Schwenkbare, gegenläufige Doppelschraube mit einer die Schraubenlager tragenden, die Antriebswelle umfassenden Hohlwelle (237 163)	79	Villethion, André Julien Mahondeau de, Schraube für Luft- und Wasserfahrzeuge, deren Flügel an einem Ring befestigt sind (248 770)	268
Rausch und Krumholz, Baustoff für Luftschiffe (238 540)	51	Vinogradow, Schraubenpropeller mit um ihre Arme drehbarem Flügel (242 558)	113
Reißner, Propellerbefestigung nach Patent 224 053 (247 395)	244	Walters, Vorrichtung zur Erlernung des Fliegens (239 942)	51
Rheinische Metallwaren- und Maschinenfabrik, Startvorrichtung für Flugapparate (234 008)	175	Wedekind, Motorluftschiff mit während der Fahrt lösbarer Gondel (248 876)	268
Rheinisch-Westfälische Sprengstoff-Aktiengesellschaft, Propellerflügel (245 920)	203	Wende, Fahrgestell für Flugmaschinen (241 915)	104
Ricaldoni und Crocco, Dämpfungsvorrichtung für Luft- und Wasserfahrzeuge (233 267)	176	Wilcke und Graff, Starres Luftschiff (237 222)	104
Riedel, Luftschraube mit kammerartigen Schaufeln (240 603)	51	Willems, Gleichgewichtsregler für Flugmaschinen (243 485)	114
Röder, Ballonstoff aus Gewebe mit Dichtungs- und Wärmeschutzmitteln (245 868)	216	Wright, Orville und Wilbur, Steuer für Flugmaschinen, bei welchem Vorderkante und Hinterkante gegen den Wind in verschiedenem Winkel einstellbar sind (240 782)	12
Rossel, Abflugvorrichtung für Drachenflugzeuge (244 442)	140	— Vorrichtung zur Erhaltung eines bestimmten Einfallwinkels der Luftströmung zur Tragfläche von Flugmaschinen (240 181)	92
Rothgießer, Flugzeug mit zwei hintereinanderliegenden Tragflächen oder Tragflächengruppen (241 652)	113	Zelluloseester-Ges. m. b. H., Internationale —, Azetylzellulose oder verwandte Verbindungen als Dichtungs- oder Bekleidungsmittel von Konstruktionsteilen für Luftschiff-fahrtzwecke (241 903)	139
Ruhland, Halbstarres Luftschiff (245 790)	204	Zeus, Trag-, Steuer- und Flügelfläche für Flugzeuge (245 122)	243
Ruthenberg, Luftschiff mit Kielgerüst (232 158)	176		
Seiler, Drachenflieger mit an den Verspannungsgliedern des Gerüsts aufgespannten und kastendrachenförmigen Tragflächengruppen (239 281)	24		
Siemens-Schuckert-Werke, G. m. b. H., Propeller für Luftschiffe und Ventilatoren (240 231)	79		
Slack, Zielvorrichtung für von einem Luftfahrzeug ausgeworfene Geschosse (248 709)	255		

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUR
DR.-ING. F. BENDEMANN

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

DR. FRITZ HUTH

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

GEH. REG.-RAT E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

13. Januar 1912.

Heft 1.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reifsnier, Aachen. (Fortsetzung.) S. 1.
Instrument zur Auswertung von Gestirns Höhenbeobachtungen in der Karte. Von Dr. A. Wedemeyer, Schlachtensee. S. 3.
Die Flugzeuge vom Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. (Schluß.) S. 5.

Ausstellungsberichte. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner und Ing. Ansbert Vorreiter. (Mit Tafel I.) S. 8.
Militärflugschau. S. 10.
Flugschau. S. 11.
Bücher-Besprechungen. S. 11.
Patentschau. S. 11.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reifsnier, Aachen. (Fortsetzung aus Heft 23, Jahrg. II.)

Die Froudeschen Tabellen.

Im vorigen Abschnitt waren für den Entwurf von Fahrtschrauben die Kennzahlen $\lambda_a = \frac{\omega r_a}{v}$ als Abszisse und

$\lambda = \frac{L \omega^3}{2\pi \rho v^3}$ als Ordinate aufgetragen worden.

Im wesentlichen hat schon der ältere Froude solche Kennzahlen zur Darstellung seiner Modellversuche verwendet, um für die Praxis nützliche Tabellen zu schaffen. Man findet eine Zusammenstellung bei Barnaby, Marine Propellers, S. 79 u. 108. Wird unter D der Außendurchmesser in Fuß, unter A die Propellerkreisfläche, unter S die Schraubensteigung in Fuß, unter R die minutliche Tourenzahl, unter IHP die von den Maschinenzylindern abgegebene (indizierte) Leistung in englischen PS, unter V die Schiffsgeschwindigkeit in Knoten (6860 engl. Fuß in der Stunde) verstanden, so führt Froude die Kennzahlen

$$C_A = \frac{A V^3}{IHP} \quad C_R = \frac{R D}{V}$$

ein und bestimmt deren Werte aus Modellversuchen an Propellern unter der Voraussetzung, daß die vom Propeller aufgenommene Leistung nur $\frac{1}{2}$ der indizierten, die relative Wassergeschwindigkeit am Propeller durch den Schiffskörper nur 0,9 der Schiffsgeschwindigkeit V sei.

In unserer Bezeichnungsweise wird für eine Wasserdichte $\rho = 101,9$ in kg/m^3

$$\lambda_a = 0,03445 C_R$$

$$\lambda = 0,017363 \frac{C_R^2}{C_A}$$

Froude hat bei seinen Modellen nur den Wirkungsgrad $\eta = 0,69$ erreicht, seine Zahlen gehen ferner nur bis $\lambda_a = 5,8$, gelten also nur für Langsamläufer.

Für 4flüglige Schrauben mit stark abgerundeten Flügelspitzen erreicht er für $\lambda_a = 4,9$ in einer der Versuchsreihen $\eta_4 = 2,23$, während unsere Kurve $\lambda = 5,1$ an dieser Stelle zeigt. Danach dürfte man bei so stark zugespitzten Flügelblättern η_4 nur gleich 0,437 setzen.

Wie schon oben erwähnt, hat Froude für dreiflüglige Schrauben $\eta_3 = \eta_4 \cdot 0,865$, für zweiflüglige $\eta_2 = \eta_4 \cdot 0,65$ gefunden. Für Luftschrauben sind diese Werte entschieden zu klein, offenbar wegen der geringeren Flügelzuspitzung.

Es wäre sehr nützlich, auch die neuesten Versuche mit Wassermotopropellern von Taylor, dem jüngeren Froude, Durand u. a. nach dieser Richtung zu untersuchen.

Die parabolische Form der λ -Kurve der Kurventafel 8 erscheint gerade so auch nach den Froudeschen Zahlen etwa in $\lambda_a = 1$ die λ_a -Achse tangierend.

Barnaby und Froude tragen C_R und C_A als Funktionen des Verhältnisses Steigung zu Durchmesser $\frac{S}{D}$ auf. Bei unserer Darstellung war nicht die Steigung, sondern der Angriffswinkel des Luftstroms $i - \epsilon = \alpha$ das Wesentliche gewesen. Zum Vergleich können wir setzen

$$\operatorname{tg} \alpha_a = \frac{\operatorname{tg} i - \operatorname{tg} \varepsilon}{1 + \operatorname{tg} i \operatorname{tg} \varepsilon} = \frac{\frac{S}{D} \frac{1}{\pi} - \frac{1}{\chi_a}}{1 + \frac{S}{D} \frac{1}{\chi_a} \frac{1}{\pi}}$$

Nehmen wir aus Barnabys Tabelle den größten Wert von $\frac{S}{D}$ (2,5) und den größten Wert von C_R (52), bei dem noch $\eta = 69\%$ erreicht wird, so ergibt sich $\operatorname{tg} \alpha = 0,130$ ($7^\circ 30'$). Wählen wir das kleinste Steigungsverhältnis (98) und das kleinste C_R (134), so erscheint als Angriffswinkel an der Flügelspitze $\operatorname{tg} \alpha = 0,02415$ ($1^\circ 30'$).

Der erstere Flügelspitzenwinkel ist offenbar zu groß, falls es nur auf Erreichung eines hohen Wirkungsgrades ankommt, und kann nur gerechtfertigt werden durch die Beschränkung auf einen kleinen, vorgeschriebenen Durchmesser. Eine solche Vorschrift ist in der bisherigen Lösung unseres Maximumproblems zwar nicht vorgesehen, ließe sich aber ohne Schwierigkeit einfügen.

Die Schraubenstrahlgeschwindigkeiten und die Strahlkontraktion.

Es ist schließlich noch für die experimentelle Nachprüfung der Mühe wert, festzustellen, wie groß zahlenmäßig die vom Propeller erzeugten absoluten Stromgeschwindigkeiten sind und welche Verengung die Strömung, parallel zur Drehungsebene gemessen, erfahren muß, auch gerade im Hinblick auf die Frage, ob die früher immer angesetzte geschlossene Strahlbildung oder die von uns durchgeführte Auflösung des Strahles in sektorförmige Strahlbänder folgerichtiger ist.

Setzen wir in (29) und (30) den Wert von m ($\alpha + \delta$) aus (31) ein, so erhalten wir:

$$\operatorname{tg} \varepsilon_1 = (1 - \beta \operatorname{tg} \varepsilon) \frac{2\beta}{1 + \beta^2} \frac{1}{1 + q}$$

oder

$$v_1 = (\omega r - \beta v) \frac{2\beta}{1 + \beta^2} \frac{1}{1 + q} \quad (32)$$

ferner

$$\mu = (\beta + \operatorname{tg} \varepsilon) \frac{2\beta}{1 + \beta^2} \frac{1}{1 + q}$$

d. h.

$$\omega_1 r = (\omega r \cdot \beta + v) \frac{2\beta}{1 + \beta^2} \frac{1}{1 + q} \quad (33)$$

Nehmen wir wieder $\beta = 0,1$ und vernachlässigen wir, wie zulässig, q und β^2 , so werden (32) und (33) zahlenmäßig:

$$v_1 = 0,2 \omega r - 0,02 v$$

$$\omega_1 r = 0,02 \omega r + 0,2 v.$$

Da $0,02 v$ gegen $0,2 \omega r$ immer klein ist, sehen wir, daß die absolute axiale Austrittsgeschwindigkeit des Strömungsmedium gleich einem Fünftel der Umfangsgeschwindigkeit des Flügels ist und nach außen nahezu linear wächst und ebenso das Verhältnis der Ausströmung- zu den Einstömungsquerschnitten $F/F_1 = (v_1 + v)/v = 0,2 \omega r/v + 0,98$. Hat z. B. $\omega r/v$ den häufigen Wert 7, so wird $F/F_1 = 2,38$, d. h. der Querschnitt parallel der Drehebene muß sich an dieser Stelle auf den 2,38. Teil zusammenziehen. Das muß innerhalb der axialen Länge des Flügels geschehen und würde bei Voraussetzung radialer Zusammenziehung bei geschlossenem Strahlquerschnitt zu einem entschiedenen Widerspruch mit der Erfahrung führen, wodurch nachträglich unsere tangentielle Zusammenziehung und die Bildung von Strahlbändern eine Bekräftigung erfährt, abgesehen davon, daß sie auch durch den fühlbar rhyth-

mischen Charakter des Strahles und seine nicht konische, sondern zylindrische Gestalt nahegelegt wird.

Wir sehen ferner, daß der Schraubenpropeller günstigster Form nicht, wie man denken sollte, innen und außen dieselbe axiale Stromgeschwindigkeit, sondern eine von innen nach außen linear wachsende erzeugt. Die Betrachtungen also, die den Schraubenpropeller auf Grund eines von innen nach außen homogenen Reaktionsstrahles aufzubauen versuchen, stehen im Widerspruch zu den obigen Ergebnissen. Schließlich können wir noch aus dem Verhältnis der Absolutgeschwindigkeiten die Steigungswinkel der Schraubenlinien des Reaktionsstrahles ermitteln, die deswegen nicht unwichtig sind, weil man sie experimentell bequem nachprüfen kann. Wir erhalten

$$\frac{\omega_1 r}{v_1} = \frac{\mu}{\operatorname{tg} \varepsilon_1} = \frac{\beta + \operatorname{tg} \varepsilon}{1 - \beta \operatorname{tg} \varepsilon} = \operatorname{tg} (\varepsilon + \varphi),$$

wo φ wieder der Winkel zwischen der Luftdruckresultierenden und der Stromnormalen ist. Dies Ergebnis bedeutet, daß die absolute Strahlgeschwindigkeit der Richtung nach mit der Luftdruckresultierenden des zugehörigen Flügelmomentes zusammenfällt und daher diese auch die Spiralen des Schraubenstrahls angeben. Da der Winkel φ die Güte des Flügelprofils angibt und nahezu konstant sein wird und der Winkel ε , der Steigungswinkel der Flügelschneide, nach innen zu wächst, stellt sich heraus, daß die Strahlschneiden nach außen zu immer steiler werden und daß die Tangentialkomponente der Absolutströmung nach innen zu immer mehr zunimmt.

Einfluß von Druckunterschieden im Schraubenstrahl.

Den bisherigen Ergebnissen lag die Voraussetzung, daß der Druck unmittelbar hinter der Schraube gleich dem Druck des ungestörten Mediums sei, zugrunde. Wenn nun auch der Schraubenstrahl in ein Gebiet mit im wesentlichen ungestörten Druck hineingeht, so muß doch durch das Fortreißen der dem Strahl benachbarten Luftteilchen, ferner auch durch die Rotation des Strahles höchstwahrscheinlich ein Unterdruck in diesem auftreten, der auf den Wert der zulässigen Flügelbreite einen Einfluß hat, den wir im folgenden rechnerisch untersuchen wollen. Jedoch soll diese Untersuchung nur dazu dienen, die beim Experiment zu erwartenden Erscheinungen miteinander zu verknüpfen; einen endgültigen Aufschluß über das Strömungsfeld hinter einer Schraube können schließlich nur Experimente erteilen.

Wir wollen zunächst die Frage beantworten, wie die für ansaugungsfreie Strömung zulässige Flügelvölligkeit durch Unterdruck (oder Überdruck) hinter der Schraube beeinflusst wird. Die Anpassung der Flügelblatt- an die Strömungstheorie ergibt hier für ein Ringelement in Erweiterung der Gleichungen 8b, 5b, 9b u. 6b, indem die Abströmungsgeschwindigkeit v_1 nicht nur durch den Propellerschub, sondern auch durch die Differenz $\Delta p = p_1 - p$ der Drucke hinter und vor der Schraube zustande kommt:

$$\frac{dP}{dF} \frac{1}{\rho \omega^2 r^2 \operatorname{tg} \varepsilon} = \operatorname{tg} \varepsilon_1 - \frac{\Delta p}{\rho \omega^2 r^2 \operatorname{tg} \varepsilon}$$

$$= \frac{m(\alpha + \delta)}{\sin \varepsilon} (1 - \beta \operatorname{tg} \varepsilon) \quad (8b) \quad (5c)$$

$$\frac{dL}{dF} \frac{1}{\rho \omega^2 r^3 \operatorname{tg} \varepsilon} = \mu = \frac{m(\alpha + \delta)}{\sin \varepsilon} (\beta + \operatorname{tg} \varepsilon) \quad (9b) \quad (6b)$$

Ferner nimmt der Energiesatz nach Gleichung 7 für ein Ringelement unter Berücksichtigung dieser Druckdifferenz die Form an:

$$\frac{2 d L}{d F} \frac{1}{\rho \omega^2 r^3} = 2 \frac{d P}{d F} \frac{\operatorname{tg} \varepsilon}{\rho \omega^2 r^2} + \\ + (\operatorname{tg}^2 \varepsilon_1 + \mu^2) \operatorname{tg} \varepsilon - \frac{2 \Delta p}{\rho \omega^2 r^2} \operatorname{tg} \varepsilon \quad (7)$$

Das letzte Glied der rechten Seite gibt an, um wieviel weniger Arbeit zu leisten ist, wenn die Schraubenstrahlbildung in ein Unterdruckgebiet erfolgt.

Drücken wir aus den ersten beiden Gleichungssätzen dP , dL , μ und $\operatorname{tg} \varepsilon_1$ durch m aus, so ergibt sich, wenn wir die reine Zahl $\frac{\Delta p}{\rho \omega^2 r^2} = k$ und $\frac{m(a+\delta)}{\sin \varepsilon} = m_1$ setzen, für m_1 die quadratische Gleichung:

$$m_1^2 - 2 m_1 \left[\frac{\beta}{1 + \beta^2} - \frac{k}{1 + \beta^2} \frac{1 - \beta \operatorname{tg} \varepsilon}{\operatorname{tg} \varepsilon (1 + \operatorname{tg}^2 \varepsilon)} \right] + \\ + \frac{k^2}{(1 + \beta^2)(1 + \operatorname{tg}^2 \varepsilon) \operatorname{tg}^2 \varepsilon} - \frac{2 k}{(1 + \beta^2)(1 + \operatorname{tg}^2 \varepsilon)} = 0 \quad (31b)$$

eine Gleichung, die wie es sein muß in (31) übergeht, wenn der Unterdruck hinter dem Propeller $\Delta p = 0$ angenommen wird. Unter Berücksichtigung der Kleinheit von β geht diese Gleichung über in:

$$m_1^2 - 2 m_1 \left[\beta - k \frac{1 - \beta \operatorname{tg} \varepsilon}{\operatorname{tg} \varepsilon (1 + \operatorname{tg}^2 \varepsilon)} \right] - \\ - \frac{2 k}{1 + \operatorname{tg}^2 \varepsilon} + k^2 \frac{1}{\operatorname{tg}^2 \varepsilon (1 + \operatorname{tg}^2 \varepsilon)} = 0.$$

Da die Unterdrucke immer klein sind, wird sich der neue Wert von m_1 von dem aus (31) früher erhaltenen Wert 2β nur wenig unterscheiden. Wir dürfen also setzen $m_1 = 2\beta + m_2$, wo m_2 klein ist gegen 2β . Dieser Ansatz liefert dann für m_2 , das Korrekturglied des früheren Wertes, den einfachen Ausdruck

$$m_2 = \frac{k (\operatorname{tg}^2 \varepsilon - 2\beta \operatorname{tg} \varepsilon - \frac{k}{2})}{\beta \operatorname{tg}^2 \varepsilon (1 + \operatorname{tg}^2 \varepsilon) + k (1 - \beta \operatorname{tg} \varepsilon)}.$$

Man sieht, daß die zulässige ansaugungsfreie Flügelvölligkeit bei Unterdruck im Schraubenstrahl abnehmen oder auch zunehmen kann je nach dem Wert, den das Verhältnis $\operatorname{tg} \varepsilon = \frac{v}{\omega r}$ von Fahrtgeschwindigkeit zu Umfangsgeschwindigkeit besitzt. Wird die „Profilgüte“ $\beta = 0,1$ gesetzt, so kann bei $k > 0$ $m_2 > 0$ werden für $v/\omega r > 0,2$. Es folgt daraus:

Der Unterdruck im Schraubenstrahl erlaubt eine Vergrößerung der Flügelbreite bei verhältnismäßig langsam rotierenden Schrauben oder in der Nähe der Nabschnellrotierender Schrauben ($\omega r/v < 0,2$).

Die genaue Auflösung der quadratischen Gleichung (31b) kann offenbar auch einmal zu negativen oder imaginären Werten führen, was dann bedeutet, daß eine Durchströmung des Propellers ohne Stauung oder Ansaugung durch keine Flügelbreite erzwungen werden kann.

(Fortsetzung folgt.)

Instrument zur Auswertung von Gestirns-höhenbeobachtungen in der Karte.

Von Dr. A. Wedemeyer, Schlachtensee.

Alle Örter auf der Erdoberfläche, die von einem Punkte A die Entfernung e haben, liegen auf einem Nebenkreise, dessen Mittelpunkt der Punkt A und dessen Halbmesser gleich der Entfernung e ist. Alle Örter auf diesem Nebenkreise sehen

ein Gestirn G , das im Zenith des Punktes A steht, in gleicher Höhe über ihrem wahren Horizonte. Wegen dieser Eigenschaft des Kreises wird er „Höhengleiche“ genannt. Die Höhengleiche ließe sich leicht mit einem Zirkel auf einem Globus, der einzigen in allen Teilen genauen Abbildung der Erdoberfläche, zeichnen. Die Ausmessungen unserer Globen genügen jedoch nicht, wie man sich leicht überzeugt, für die Zwecke der geographischen Ortsbestimmung. Man ist daher genötigt, Karten, d. i. Abbildungen der Kugeloberfläche in einer Ebene, zu verwenden. Karten geben aber kein getreues Bild der Kugeloberfläche. Man muß daher unter den unzähligen Kartenarten diejenige auswählen, die zur Auswertung von Gestirns-höhen am geeignetsten ist.

Diesem Zwecke entspricht am besten die stereographische Karte. In solchen Karten werden alle Kreise der Kugel wieder als Kreise abgebildet, was sehr wichtig ist, da von allen krummen Linien sich Kreise am leichtesten und schärfsten mit einfachen Instrumenten zeichnen lassen. Umgekehrt darf man schließen, daß alle Kreise der Karte die Bilder von Höhengleichen auf der Kugel sind. Diesen Vorzug haben die stereographischen Karten vor manchen anderen Karten, z. B. den mittabstandstreuen. Verschiebt man in einer mittabstandstreuen Karte das Bild einer Höhengleiche, so wird im allgemeinen die verschobene Kurve nicht mehr einer Höhengleiche der Kugel entsprechen. Bei der Ortsbestimmung aus Gestirns-höhen ist der Schnittwinkel der Höhengleichen auf der Kugel ein Maß für die Genauigkeit der Ortsbestimmung. Die Schnitte zweier Höhengleichen werden am schärfsten, wenn sich die Kurven rechtwinklig durchschneiden. Da die stereographische Karte winkeltreu ist, d. h. die Bilder von Kugelkurven schneiden sich unter denselben Winkeln wie die Kugelkurven, so hat man an dem Schnittwinkel der Bilder der Höhengleichen direkt auch in der Karte ein Maß für die Genauigkeit der Ortsbestimmung. Da die Bilder der Höhengleichen Kreise sind, kann man diese Schnittwinkel leicht messen. Schwieriger ist das Messen der Schnittwinkel anderer Kurven. In nicht winkeltreuen Karten wird man infolge der Winkelverzerrungen leicht zu Täuschungen über die Genauigkeit der Ortsbestimmung veranlaßt werden.

Geschichtliche Entwicklung des Instrumentes. John Collins hatte schon 1659 die Wichtigkeit der stereographischen Karte für die Ortsbestimmung aus Gestirns-höhen erkannt. Er schlug zur Zeichnung der Höhengleichen Karten in stereographischer Polarprojektion vor. Die Polarprojektionen genügten damals, den primitiven Beobachtungsinstrumenten entsprechend, vollständig ihrem Zwecke. Sie boten außerdem den Vorteil, daß man ohne besondere Hilfstafeln, allein mit den Angaben der astronomischen Ephemeriden, auskommen konnte. Der Astronom und Mathematiker Grunert erfand auf Grund weitläufiger analytischer Betrachtungen 1850 diese Methode von neuem. Zu dieser Zeit genügte jedoch die Polarkarte ihres kleinen Maßstabes wegen nicht mehr zur Ortsbestimmung; denn der Beobachtungsort wurde etwa nur auf 15 Bogenminuten, d. i. 27 km, genau gefunden. 1877 wurde die Methode nochmals vom Navigationslehrer Preuß entwickelt, ihre Benutzung aber nur für große Gestirns-höhen empfohlen. Preuß zeigte zugleich, daß man dann statt der stereographischen Karten auch Seekarten, die in winkeltreuer Merkatorprojektion entworfen sind, verwenden kann. Guyou fand 1908, daß man in bestimmten Merkatorkarten (nicht Seekarten) ziemlich beträchtliche Strecken der Höhengleichenbilder durch Kreise ersetzen darf. Alle diese Autoren zeichnen die Höhengleichen im Bedarfsfalle in die Karten ein. Herr Dr. Kohlschütter (1905 u. 1909) schlug die Verwendung von stereographischen Karten in Äquatorialprojektion vor. Die Höhengleichenbilder sollten als Kreise durch drei oder vier leicht bestimmbare Punkte gezeichnet werden. Herr Dr. Brill empfahl 1909 die Anwendung von Karten in mittabstandstreuer azimuthaler Horizontalprojektion, in die Scharen von Höhengleichenbildern eingezeichnet waren, soweit sie im Bereiche der Karte, die nur ein kleines Stück der Erdoberfläche darstellt, liegen. Da nun mittabstandstreue Karten und stereographische Karten in geringer Entfernung vom Kartenmittelpunkt als identisch betrachtet werden können, so darf man auch sagen, daß Herr Dr. Brill ebenfalls die Verwendung einer Karte in stereographischer Horizontalprojektion vorgeschlagen hat. Sein Verfahren

besteht daher in einer Erweiterung der Collinsschen Methode¹⁾, bei der die Höhengleichenbilder bereits gezeichnet vorliegen. Während Collins die zum Zeichnen der Kreise nötigen Hilfsgrößen direkt aus den astronomischen Ephemeriden entnahm, mußten nun noch besondere Tafeln gerechnet werden, aus denen man die Gestirnsörter, bezogen auf den Kartenmittelpunkt, entnehmen konnte. Während bei dem Collinsschen Verfahren nur Karten in kleinem Maßstabe verwendet werden konnten, gelang es jetzt, Karten größeren Maßstabes zu benutzen und damit die den modernen Meßinstrumenten entsprechende Genauigkeit in der Ortsbestimmung zu erzielen. Dieser Vorteil wiegt den durch die besonderen Hilfstafeln entstandenen Nachteil auf. Erwähnt werden möge dabei, daß solche Hilfstafeln in fast derselben Form, wie sie von Herrn Dr. Brill vorgeschlagen sind, bereits seit 1903 von den französischen Seefahrern benutzt werden. Die Methode von Marcq St. Hilaire besteht dagegen darin, daß ein kleines Stück des Höhengleichenbildes als Gerade in eine Seekarte eingezeichnet wird; sie ist also eine Näherungsmethode, während die Collinssche Methode eine exakte ist.²⁾ Das im folgenden beschriebene Instrument dient zum Zeichnen von Höhengleichen in eine Karte in stereographischer Horizontalprojektion. Das von mir angewandte Verfahren ist daher eine Umformung der Collinsschen Methode.

Theoretische Grundlagen. Wie sich leicht analytisch nachweisen läßt³⁾, kann man ohne merklichen Fehler

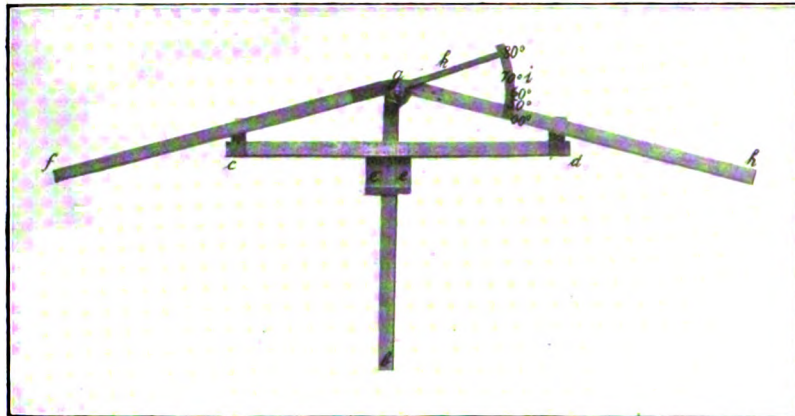


Fig. 1.

den Halbmesser des Höhengleichenbildes proportional der trigonometrischen Kotangente der beobachteten Gestirnshöhe h_b annehmen. Aus der Tabelle ist für die Zeit der Beobachtung bekannt: Höhe h_r und Azimut A_r des Gestirns für die Kartenmitte. Eine Gerade durch die Kartenmitte, die mit dem Anfangsmeridian einen Winkel gleich A_r bildet, geht, da die Karte azimutal ist, durch den Mittelpunkt des Höhengleichenbildes, der nicht identisch mit dem Projektionspunkt des Gestirns in der Karte ist. Ein Punkt dieser Geraden, der von der Kartenmitte um die Größe $h_b - h_r$ absteht, muß daher ein Punkt des Höhengleichenbildes, d. i. ein Punkt des Umfanges eines Kreises, sein. Durch diesen Punkt brauchte man also nur mit dem bekannten Halbmesser

¹⁾ Nicht der Hilairenschen Methode, wie Dr. Brill selbst annimmt.

²⁾ Durch die obigen Auseinandersetzungen glaube ich bewiesen zu haben, daß meine kurzen Notizen in der Zeitschrift für Luftschiffahrt, Flugtechnik und Sport 1911, Nr. 14, nicht „ganz unhaltbare Behauptungen“ enthalten, wie Herr Dr. Brill in mehreren Zeitschriften angibt. Ferner möchte ich hier nochmals bemerken, daß die Tabellen für die Wandelsterne (Sonne, Mond, Planeten) eine doppelte Interpolation unbedingt notwendig machen, solange nicht Herr Dr. Brill Tabellen herausgibt, die mich vom Gegenteil überzeugen. Daß die Brillischen Tabellen einfacher sind als die in der Nautik gebräuchlichen, wie Herr Dr. Brill behauptet, entspricht ebenfalls nicht den Tatsachen; denn die oben erwähnten französischen Tabellen haben kleineres Argument und sind deshalb im Gebrauch bequemer. Da mir als Seefahrer jene französischen Tafeln bekannt waren, brauchte ich für mein Instrument die Berechnung der Tafeln nicht zu wiederholen.

³⁾ Siehe Lösung des Zweihöhenproblems in der Karte. Ann. d. Hydr. etc. 1911, S. 495 und 496.

einen Kreis zu schlagen. Die Halbmesser sind jedoch meist so groß, daß der Kreismittelpunkt weit außerhalb der Karte fällt. Mit dem Zirkel ist deshalb die Zeichnung schwer ausführbar, und man muß sich eines anderen Instrumentes bedienen, wozu ich das in nebenstehender Abbildung dargestellte Instrument vorschlagen möchte. (Fig. 1.)

Die Bestandteile des Instrumentes sind:

1. Das Lineal $a-b$, an dessen rechter Kante ein Maßstab angebracht ist, auf dem man $h_b - h_r$ einstellt. Die Teilstriche stehen gleichweit voneinander ab, so daß die Einstellung keine Schwierigkeiten macht.

2. Das auf $a-b$ senkrechte Lineal $c-d$. Damit $a-b$ stets senkrecht zu $c-d$ bleibt, wenn $a-b$ verschoben wird, ist $c-d$ mit den beiden Führungsleisten e versehen. An den beiden Enden von $c-d$ sind kleine Leisten angebracht, die je einen zylindrischen Stahlstift tragen, der auf der Ebene des Lineals $c-d$ senkrecht steht.

3. Ein Winkelmesser $f-g-h$, dessen Drehachse g mit einem Schreibstift versehen ist. Damit der Teilkreis i frei vom Lineal $c-d$ bleibt, ist er an dem Schenkel $g-h$ an der $c-d$ abgekehrten Seite angebracht und mit einem besonderen Nullzeiger k versehen. Die Teilung ist so eingerichtet, daß man k direkt auf den der beobachteten Höhe h_b entsprechenden Teilstrich einstellt. In der Abbildung ist $h_b = 80^\circ$ gewählt worden.

Die Anwendung des Instrumentes beruht

auf dem bekannten Satze aus der Kreislehre: Peripheriewinkel über demselben Bogen (d. i. derselben Sehne $c-d$) sind konstant. Führt man daher einen Winkel so herum, daß seine Schenkel stets durch die Endpunkte einer Sehne hindurchgehen, so beschreibt die Spitze des Winkels einen Kreisbogen.

Man stelle den Winkelmesser auf den h_b entsprechenden Teilstrich ein und klemme ihn in dieser Lage fest. Nun lege man das Lineal $a-b$ so auf die Karte, daß die den Maßstab tragende Kante durch den Kartenmittelpunkt geht und drehe es solange, bis diese Kante mit dem Nullmeridian einen Winkel gleich dem aus der Tabelle entnommenen Azimut einschließt. Dann schiebe man das Lineal durch die Führungsleisten von $c-d$, bis der $h_b - h_r$ entsprechende Teilstrich über dem Kartennullpunkt liegt. Den Schreibstift g des Winkelmessers stelle man auf den Endpunkt der durch die Kartenmitte gehenden Kante des Lineals ein und schiebe nun das Lineal $c-d$ auf $a-b$ entlang, bis die beiden

zylindrischen Ansatzstifte an die Innenkanten des Winkelmessers stoßen (in dieser Lage ist das Instrument abgebildet). Den Winkelmesser drehe man so, daß seine Innenkanten bei der Drehung stets an den Ansatzstiften anliegen. Die von dem Schreibstift beschriebene Kurve ist die gewünschte Höhengleiche. Durch den Schnittpunkt zweier solcher Höhengleichen ist der Beobachtungsort bestimmt.

Die Handhabung des Instrumentes ist einfach, aber vielleicht etwas umständlicher als die anderer, dem gleichen Zwecke dienender Instrumente. Wie ersichtlich, ist jedoch das Instrument sehr einfach und billig herzustellen, so daß darin wohl ein Vorteil gegenüber anderen Apparaten erblickt werden darf. Hervorgehoben zu werden verdient jedoch, daß an dem Brillischen Apparat die Höhen direkt eingestellt werden, nicht Höhendifferenzen, wie bei meinem und dem Voigtschen Instrumente, wodurch Vorzeichenfehler vermieden werden.

Verwendet man zur Ortsbestimmung nur Höhen, die kleiner als 30° sind, so kann man die Höhengleichen durch gerade Linien ersetzen, deren Zeichnung ohne besondere Instrumente erfolgt.

Zeichnung der Höhengleichen ohne Instrumente. Scheut man nicht die Mühe, zwei- oder dreimal mit veränderten Argumenten in die Tabellen einzugehen, so genügt statt aller Instrumente ein einfaches Lineal zum Zeichnen der Höhengleichen. Man kann dann statt der stereographischen Karten die bekannten Seekarten benutzen. Die Bestimmung des Beobachtungsortes aus Sternhöhen dürfte auf solche Weise kaum mehr Zeit beanspruchen als mit Benutzung der besonders zu diesem Zwecke konstruierten,

empfindlichen Instrumente. Die Instrumente werden jedoch die Ortsbestimmung aus Höhen der Wandelsterne wesentlich abkürzen und vereinfachen. Die erforderlichen Tabellen für die Wandelsterne sind bis jetzt nur in einer für schnellen Gebrauch wenig geeigneten Form vorhanden. Ihre Berechnung muß erfolgen, wenn sich in der Luftschiffahrt das Bedürfnis nach Ortsbestimmungen aus Sonnen-, Mond- und Planetenhöhen herausgestellt hat. Dieser Zeitpunkt scheint nicht mehr fernzuliegen.

Ergebnisse über die praktische Brauchbarkeit des oben beschriebenen Instrumentes im Luftfahrzeuge liegen noch nicht vor. Auf die Auswertung von Azimutbeobachtungen, die sich bei Benutzung stereographischer Karten ziemlich einfach gestaltet¹⁾, bin ich nicht eingegangen, da mir zurzeit noch keine Instrumente bekannt sind, mit denen man Azimutbeobachtungen in der notwendigen Schärfe ausführen kann.

Bemerkung. Wird auf dem Teilkreis i statt der Gradteilung eine Teilung entsprechend der Länge des Radius in cm angebracht, so ist das Instrument allgemein zum Zeichnen von Kreisen mit großen Radien verwendbar. Auf den Mangel

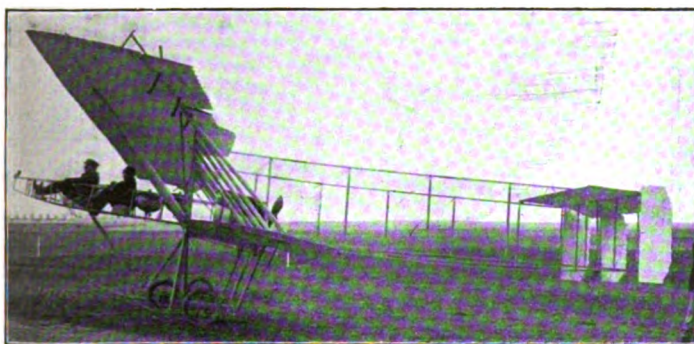


Fig. 14. Zweidecker von Henry Farman, 20 m Spannweite, stark gestaffelte Tragflächen, 75 PS-Renault-Motor, verstärktes Fahrgestell.

eines solchen Instrumentes wird in den technischen Lehrbüchern, z. B. den Lehrbüchern über Kartographie, häufig hingewiesen. Die übliche punktweise Konstruktion der Kreise ist zeitraubend und beschwerlich.

Die Flugzeuge vom Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums.

Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. (Schluß.)

Henry Farman hat zwei Zweidecker von 16,5 m Spannweite zum Wettbewerb geschickt; bei dem einen (mit 70 PS-Gnome-Motor) waren die Tragflächen etwas gestaffelt (Fig. 13). Auf dieser Maschine, die sich im übrigen von dem normalen Typ ohne vorderes Höhensteuer kaum unterscheidet, gewann Fischer den 5. Preis. Bemerkenswert ist an diesem Flugzeug noch die ganz schwach pfeilartige Krümmung der Vorderkante des Tragdecks, eine Anordnung, mit der in England (Dunne) und Österreich

¹⁾ Vgl. meine Theorie der Azimutgleichen, Ann. d. Hydr. etc. 1910, S. 420.

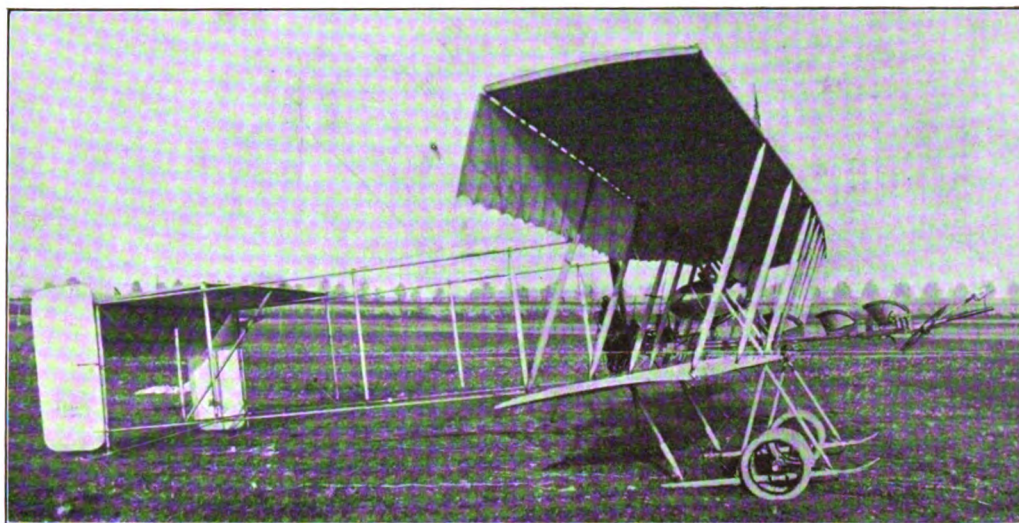


Fig. 13. Zweidecker von Henry Farman, 16,50 m Spannweite, schwach gestaffelte Tragflächen, 70 PS Gnome-Motor.

(Lohner-Daimler¹⁾) sehr gute Resultate erzielt wurden. Bei einem dritten Zweidecker von 20 m Spannweite (Fig. 14) ist die Staffelanordnung bedeutend ausgeprägter, aber die Vorderkante der Tragflächen ist wieder gerade. Das Fahrgestell ist durch eine dritte Kufe etwas vor den andern beiden verstärkt, die ebenfalls ein Räderpaar trägt; sehr praktisch dürfte diese Anordnung kaum sein. Bei dieser Maschine hängen die Hilfsflügel nicht wie sonst frei herab, sondern sie sind zwangsläufig miteinander verbunden und schwingen nach oben und unten.



Fig. 15. Zweidecker von Maurice Farman ohne Staffeln der Tragflächen.

Auch Maurice Farman hat neben seinem normalen Eindecker von 20 m Spannweite²⁾ (Fig. 15) einen zweiten gleich großen gebaut, bei dem die Tragflächen staffelförmig versetzt sind (Fig. 16). Im Gegensatz zu den Maschinen von Henry Farman erstreckt sich hier die Schiefstellung auch auf das Verbindungsgerüst und die Schwanzzelle. Die Maschine mit Staffelanordnung erreichte mit demselben Motor eine um 4 km höhere Geschwindigkeit als die andere; man könnte daraus schließen, daß die Treppenanordnung in der Tat einen nicht unwesentlichen Vorteil bietet, wenn man wüßte, ob der

¹⁾ Siehe dies. Ztschr. 1911, S. 143 und Tafel XI.

²⁾ Siehe dies. Ztschr. 1911, Tafel IV und XI.



Fig. 16. Zweidecker von Maurice Farman mit gestaffelten Tragflächen.

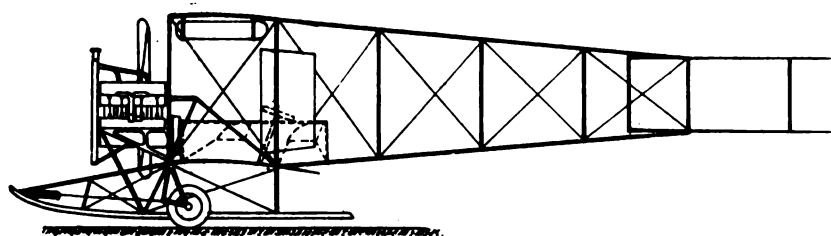
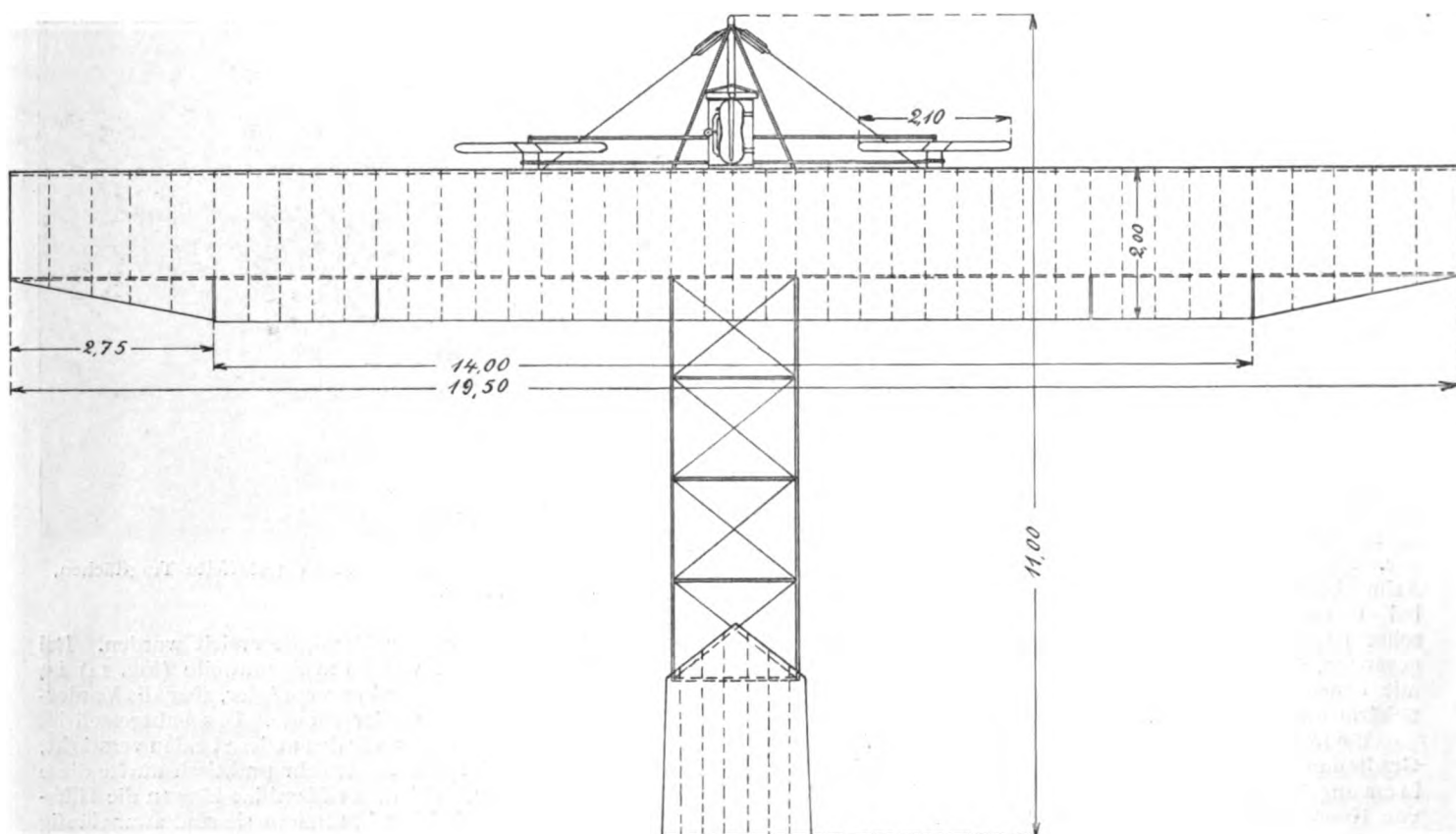


Fig. 17—19. Zweidecker von Savary mit 75 PS-Labor-Motor.

Unterschied nicht nur auf Zufälligkeiten oder bessere Einhaltung der Richtung zurückzuführen ist.

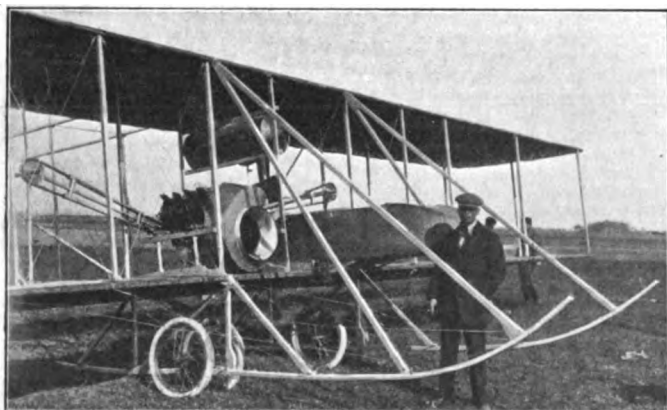


Fig. 20. Zweidecker Astra-Wright mit 60 PS-Renault-Motor.

Der letzte der Apparate, die die Schlußprüfung erfolgreich bestanden, ist der Zweidecker von Savary (Fig. 17 bis 19), der erst vor kurzem eingehend beschrieben wurde¹⁾. Hervorzuheben ist auch der Erfolg des 70 PS-Labor-Motors, der auch auf dem französischen Motorwettbewerb vor kurzem sehr gut abgeschnitten hat.

Von den Flugzeugen, die nicht alle Prüfungen mit Erfolg ablegten, sind die Dreidecker von Paulhan und der »Astra«

¹⁾ Siehe dies. Ztschr. 1911, Tafel XI.

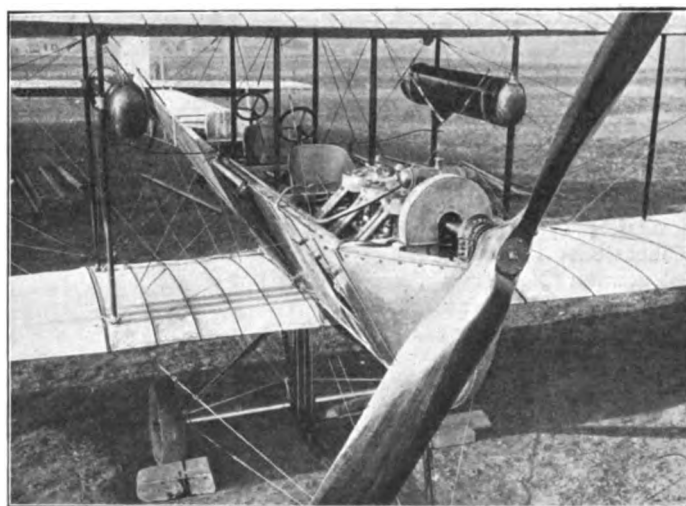


Fig. 21. Astra-Zweidecker Typ C.M. mit 75 PS-Chenu-Motor.

schon vor kurzem besprochen worden. Die »Astra« schickte außer ihm noch zwei andere Flugzeuge in die Konkurrenz, nämlich einen vergrößerten Wright-Zweidecker mit Renault-Motor (Fig. 20) und einen Zweidecker des neuen C. M.-Typs (Fig. 21). Bei diesem ist ein schlankes dreikantiges Boot in eine Wright-Zelle eingebaut; in demselben befindet sich vorn ein 6 Zylinder-Chenu-Motor, dahinter drei Sitze, die beiden rückwärtigen mit Steuereinrichtungen. Der Propeller wird durch Kette angetrieben, wodurch es möglich war, den Motor tief in das Boot zu setzen. Das Fahrgestell erinnert in seiner Form etwas an Antoinette. Von den drei Flugzeugen der »Astra« gelangen nur dem



Fig. 22. Zweidecker von Voisin, Typ Canard.

deckern Typ »Canard« (Fig. 22). Dieser Typ ist bekanntlich dadurch ausgezeichnet, daß der Schwanz vollständig fehlt und alle Steuer an das Vorderende eines langen Bootes weit vor den Tragflächen angeordnet sind — eine Anordnung, die in

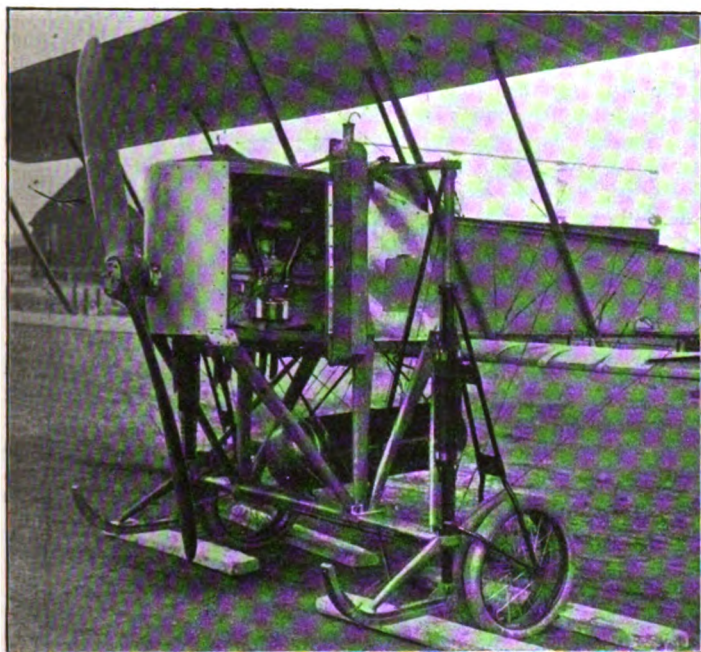


Fig. 23. Eindecker von Blériot mit 130 PS-Gnome-Motor und verstärktem Fahrgestell.

Wright mit Renault-Motor einige Ausscheidungsflüge; beim C. M.-Zweidecker waren hauptsächlich Motorschwierigkeiten die Ursache des Mißerfolgs.

Die Firma Voisin beschickte den Wettbewerb mit einem ihrer normalen Militär-Zweidecker und zwei Zwei-

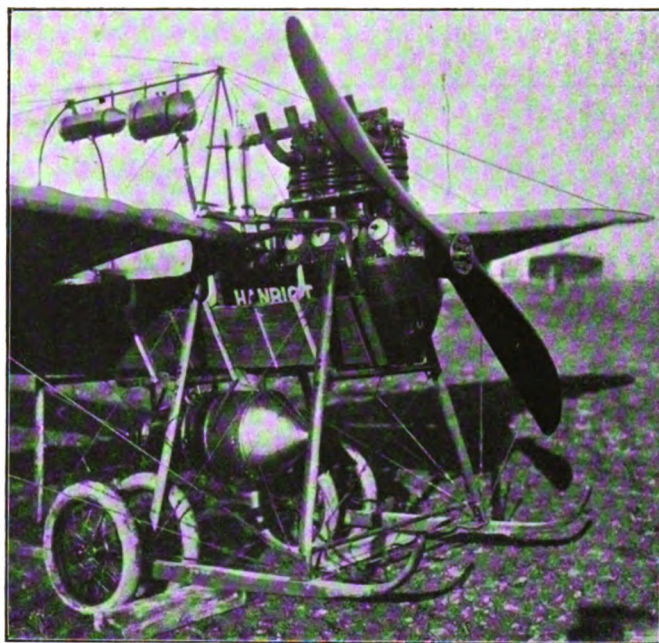


Fig. 25. Eindecker von Henriot mit 100 PS-Clerget-Motor.

England sehr häufig, in Frankreich selten, in Deutschland bisher noch nie ausgeführt wurde.¹⁾ Die Maschinen, die bereits als Wasserflugzeuge gute Erfolge erzielten, haben sich auch beim Wettbewerb gut bewährt, und es ist nur auf besonderes Mißgeschick zurückzuführen, daß es Colliex nicht gelang, die Konkurrenz zu beendigen.

¹⁾ Wir werden demnächst dieses und andere schwanzlose Flugzeuge eingehend besprechen.



Fig. 24. Eindecker von Borel-Morane mit verstärktem Fahrgestell und 100 PS-Gnome-Motor.



Fig. 26. Zweidecker von Goupy mit 75 PS-Motor.

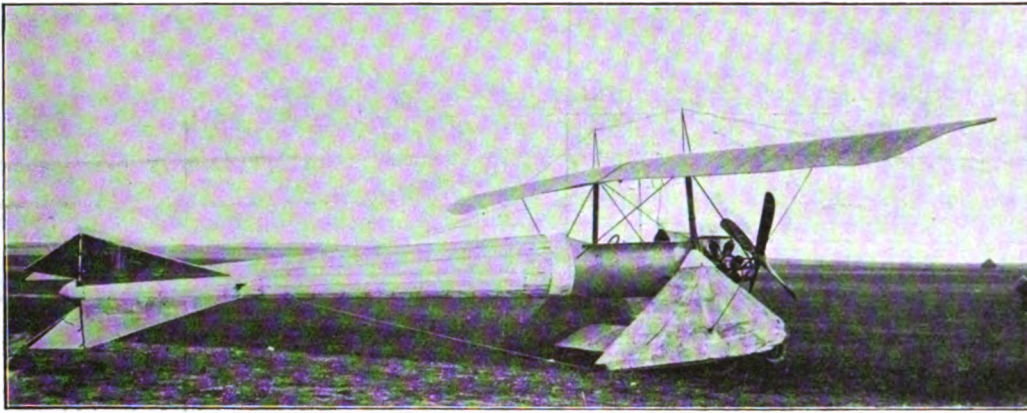


Fig. 27. Zweidecker von Coanda.

Auch Blériot war beim Wettbewerb wenig glücklich; schon bei einem der ersten Versuche stürzte sein erster Flieger, der bekannte Schiffsleutnant Conneau (Beaumont) ab und

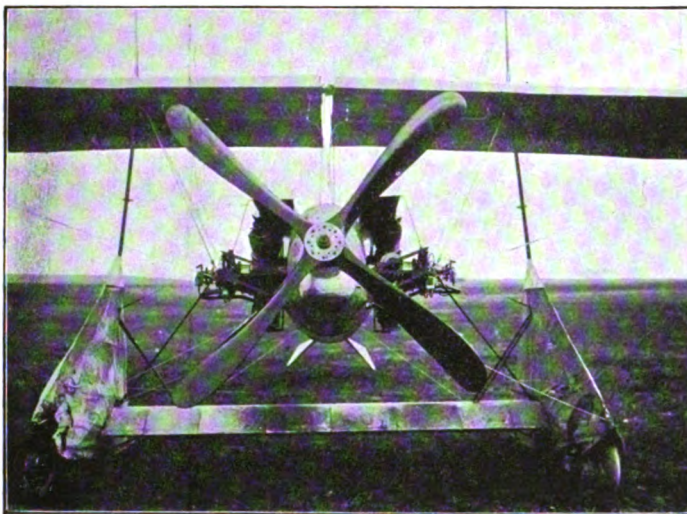


Fig. 28. Vorderteil des Zweideckers von Coanda.

vertetzte sich schwer. Die von Blériot gestellten Flugzeuge waren normale Eindecker vom Militärtyp, mit Gnôme-Motoren von 100 und 130 PS. Am Fahrgestell waren je drei Räder unmittelbar nebeneinander gesetzt (Fig. 23) — eine Methode, die kaum so praktisch sein dürfte wie die Anwendung von stärkeren Reifen.

Der Eindecker von Borel-Morane unterschied sich von dem bekannten und bewährten Typ außer durch die größeren Ausmaße auch durch das verstärkte Fahrgestell. Wie aus Fig. 24 ersichtlich, sind die Kufen verlängert und die Anzahl der Stützen aus drei an jeder Seite erhöht. An Stelle der beiden Räder auf gemeinsamer Achse sind zwei Paare von Farman-Lenkrädern getreten — der einzige Fall, daß ein Konstrukteur von nicht selbstlenkenden zu selbstlenkenden Rädern übergegangen ist, während man sonst allgemein die entgegengesetzte Tendenz erkennen kann.

Der Eindecker von Hanriot (Fig. 25) zeigte kaum Abweichungen vom normalen Typ. Die vier Laufräder sitzen

auf gemeinsamer Achse und sind daher nicht selbstlenkend; dieselbe Anordnung benutzt bei uns die »Aviatik«-Gesellschaft an ihren Ein- und Zweideckern.

An den Zweideckern von Goupy ist wie bei Blériot das Fahrgestell dadurch verstärkt, daß mehrere Räder (hier nur zwei) unmittelbar nebeneinander gesetzt sind. Interessant ist an dem einen der beiden Flugzeuge die vollständige Einkapselung des Chenu-Motors (Fig. 26). Der Goupy-Zweidecker war bekanntlich der erste, an dem die jetzt so vielfach nachgeahmte Staffelanordnung der Tragflächen zuerst angewandt wurde.

Zum Schlusse wären noch die beiden Flugzeuge von Coanda und Antoinette zu erwähnen, die sich durch große Originalität und interessante Neuerungen auszeichnen, die aber beide doch nicht sorgfältig genug ausgearbeitet erscheinen. Der Zweidecker von Coanda (Fig. 27 u. 28) könnte eigentlich ebensogut als Eindecker bezeichnet werden, denn die untere Tragfläche verschwindet ganz gegen die fünfmal so große obere. Seine »Turbine« hat Coanda anscheinend aufgegeben, er verwendet dafür eine gewöhnliche vierflügelige Schraube, die von zwei seitlich angeordneten Gnôme-Motoren durch Kegelhäder getrieben wird. Das Fahrgestell ist zur Verringerung des Luftwiderstandes durch eine Stoffhülle verkleidet und besser ausgeführt als beim Eindecker von Antoinette (Fig. 29 u. 30). An dem letzteren fallen vor allem die außerordentlich dicken Flügel auf, die sich ohne irgendwelche Spanndrähte selbst tragen sollen. Das Boot ist so breit, daß man um den Motor frei herumgehen kann. Leider kam die Maschine gar nicht dazu, ihre Brauchbarkeit zu zeigen, denn sie war unbegreiflicherweise bei 935 kg Eigengewicht und 56 qm Tragfläche nur mit dem 60 PS-Antoinette-Motor ausgerüstet, der natürlich nicht ausreichte, um sie überhaupt zum Fliegen zu bringen.

Ausstellungsberichte.

Technisches vom dritten Pariser aeronautischen Salon. (Mit Tafel I.)

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner und Ing. Ansbert Vorreiter.

I. Allgemeines.

Der dritte Salon de l'Aéronautique, welcher in der Zeit vom 16. Dezember bis 2. Januar 1912 in Paris stattfand,

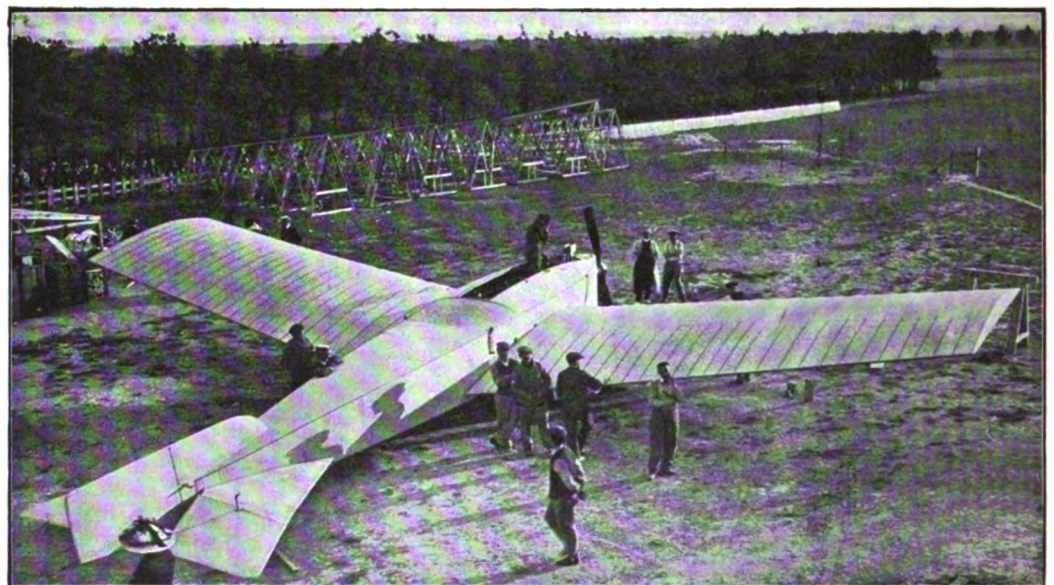


Fig. 29. Eindecker von Antoinette.

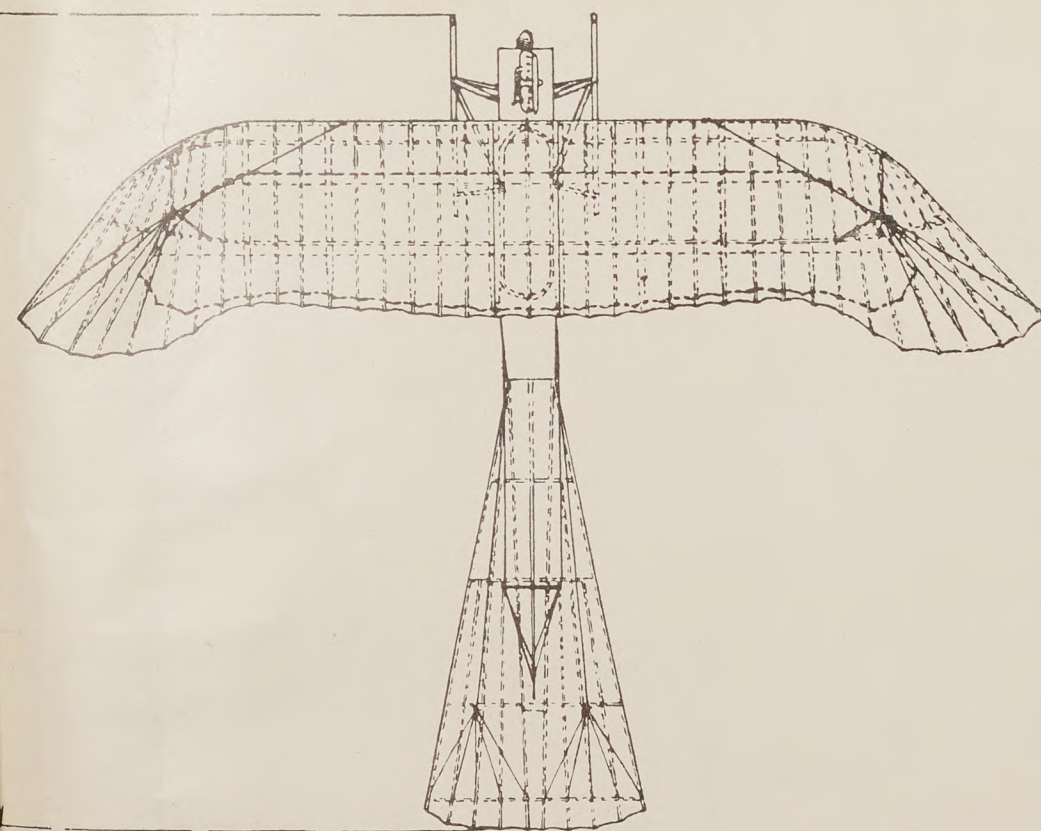


Fig. 1.

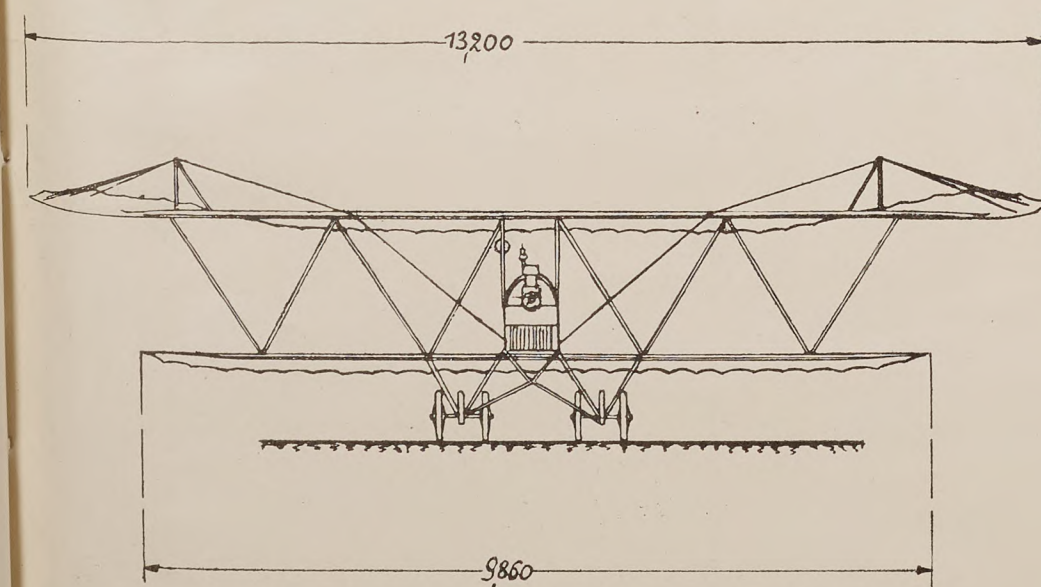


Fig. 2.

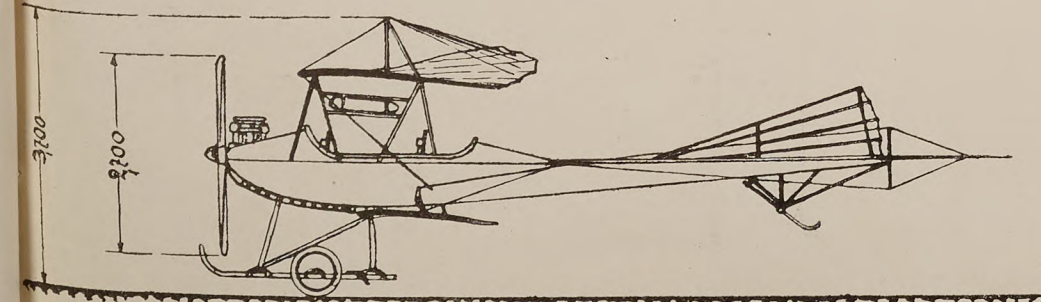


Fig. 3.

Fig. 1—3. Zeichnung des neuen Albatros-Zweideckers. Militärtype.
Fig. 9. Ausstellungsstand der Albatroswerke mit dem neuen Zweidecker, Type Militär, von oben gesehen.
Fig. 10. Albatros-Zweidecker, von vorn gesehen.
Fig. 11. Ausstellungsstand der Aviatik, G. m. b. H. mit dem neuen Aviatik-Eindecker.

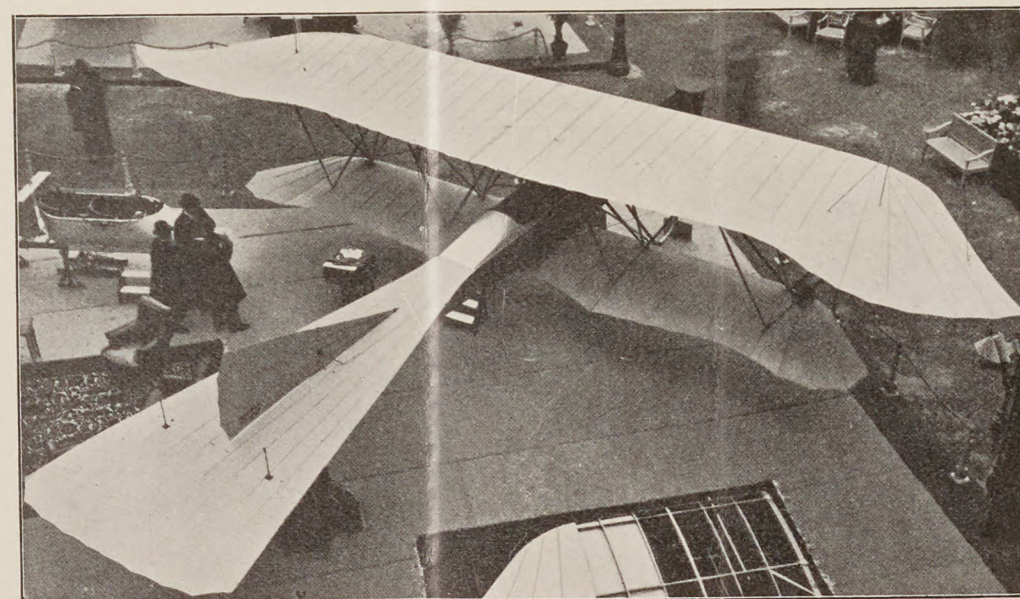


Fig. 9.

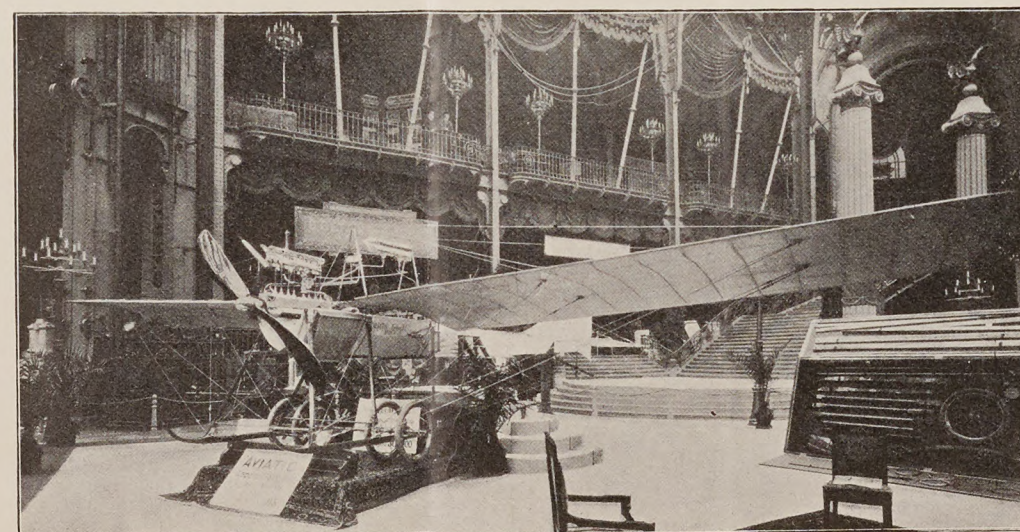


Fig. 11.

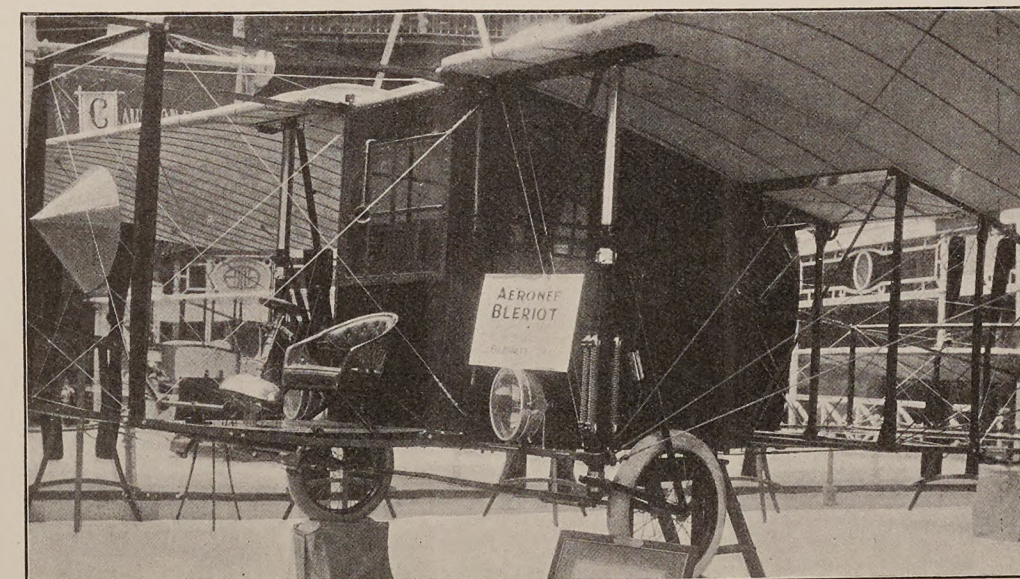


Fig. 13.

Fig. 12, 13, 14. Neue Karosserien, bzw. Bootformen für Flugzeuge.
Fig. 12. Eindecker von Ponche & Primar, Tragflächen und Sitzverkleidung aus Aluminiumblech.
Fig. 13. Blériot-Lemousine von Deutsch de la Meurthe. Zu beachten vor dem Führersitz ein Schutzkegel aus Cellit zur Verringerung des Luftwiderstandes.

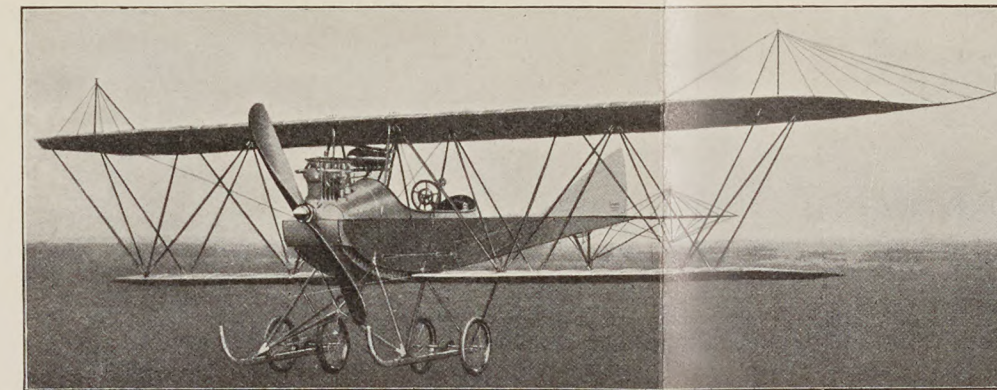


Fig. 10.

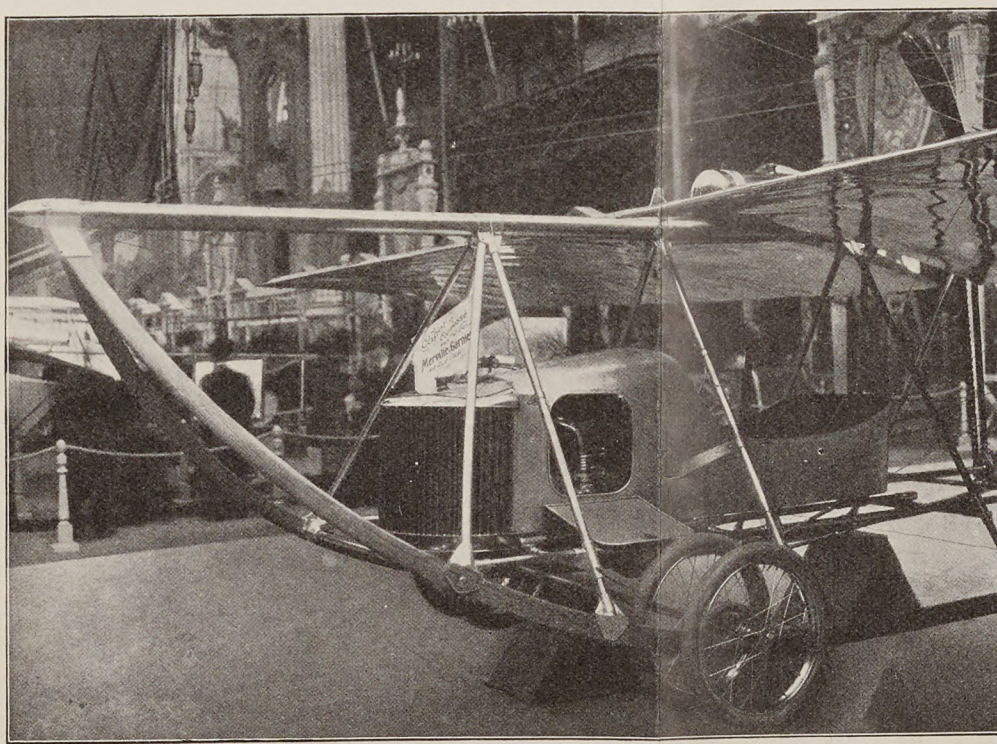


Fig. 12.

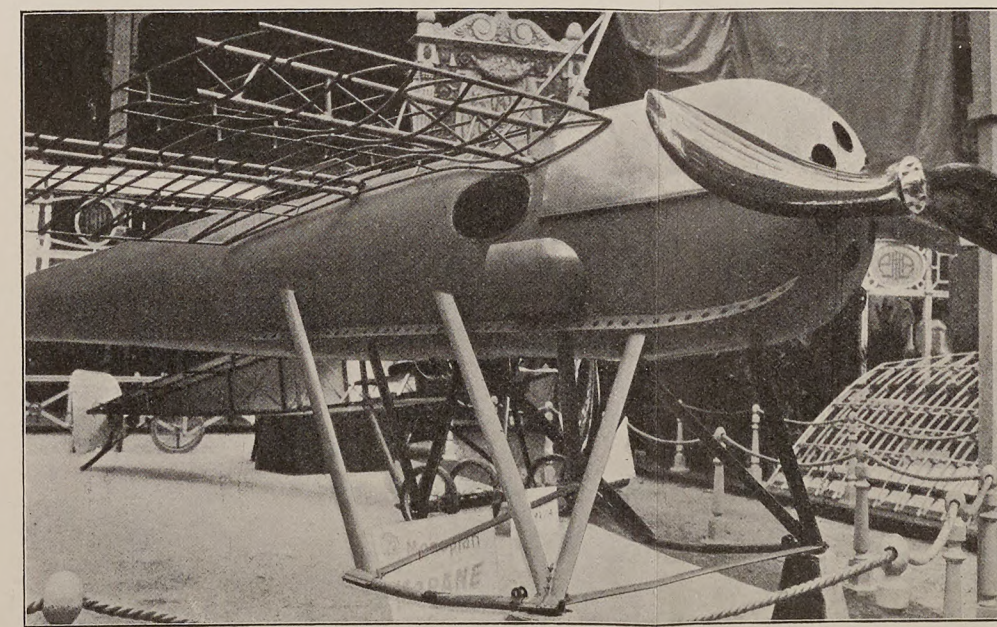


Fig. 14.

Fig. 14. Aus Stahlblech gepreßter Bootskörper des neuen Morane-Saulnier-Eindeckers, Typ Militär.
Fig. 15—23. Flugzeuge mit charakteristischen Anlauf- und Landungsgestellen. Fig. 15—18 mit Kufen, Fig. 19—22 ohne Kufen. Fig. 23 Schwimmer.
Fig. 15. Aviatik-Eindecker. 1 Kufe, Radachse durch Gummiringe abgedeckt.

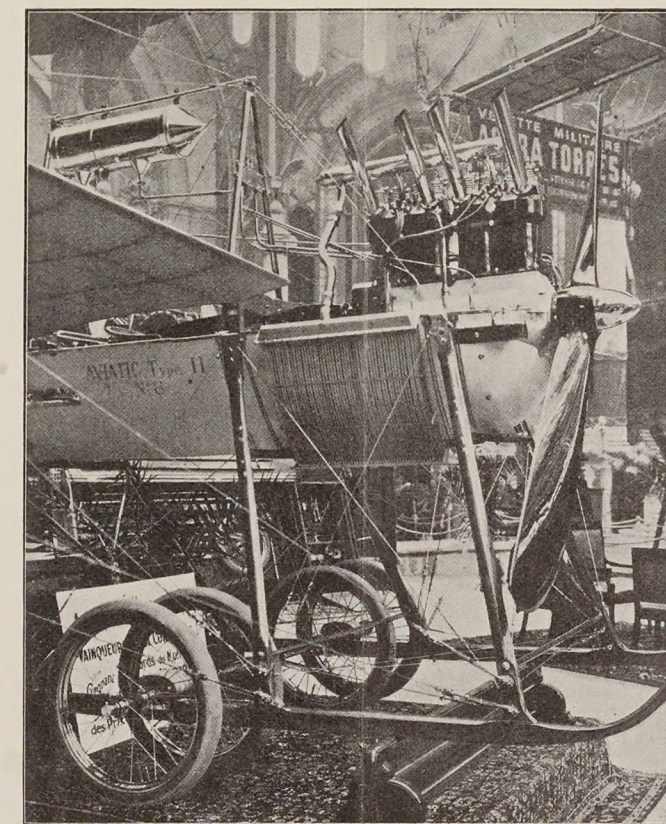


Fig. 15.

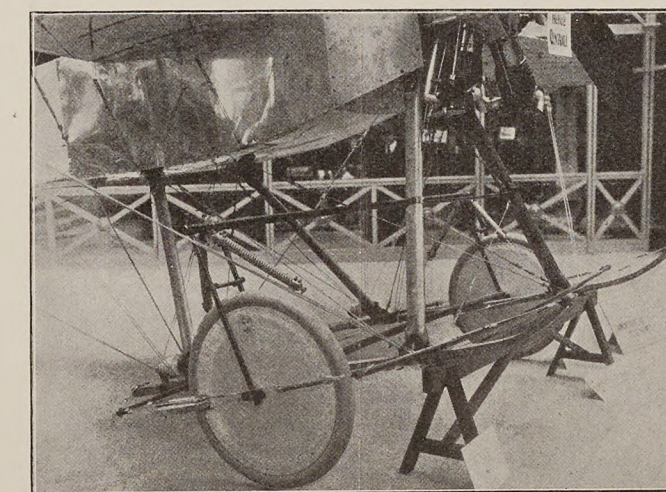


Fig. 18.

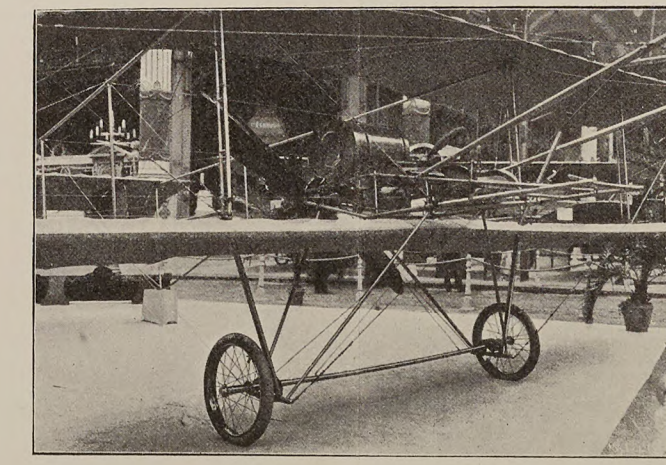


Fig. 21.

Fig. 16. Albatros-Zweidecker. Kufen an den Stielen durch Blattfedern befestigt, Radachsen durch Gummiringe gefedert.
Fig. 17. Bristol-Eindecker, vordere Kufenenden gelenkig verbunden und durch Spiralfedern abgedeckt.
Fig. 18. Eindecker von Kauffmann, ungefederte Kufen. Achse der Scheibenräder durch Gummizüge gefedert.

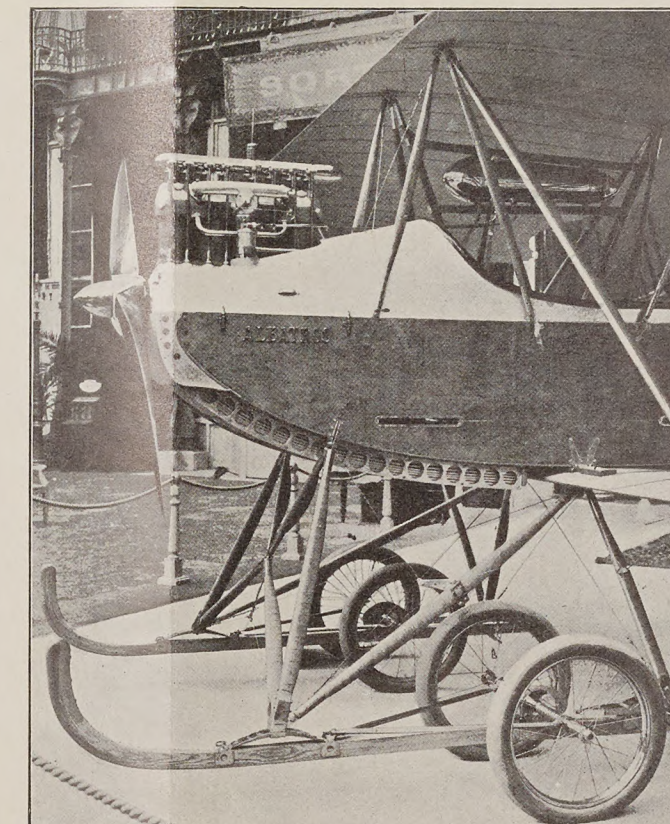


Fig. 16.

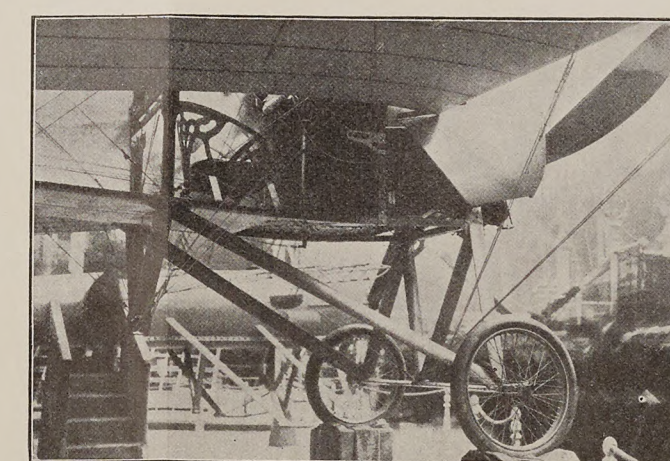


Fig. 19.

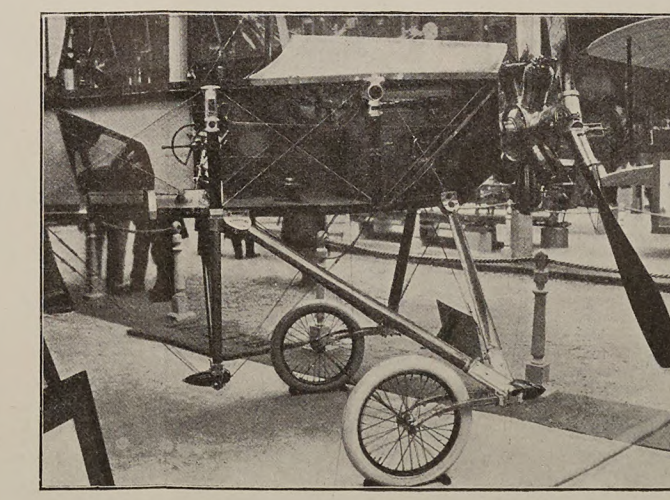


Fig. 22.

Fig. 19. Eindecker Morane, Radachse nicht gefedert.
Fig. 20. Eindecker Tatin-Paulhan, Räder nicht gefedert, starke Pneumatiks auf Scheibenrädern.
Fig. 21. Neuer kleiner Zweidecker von Sommer, Radachse durch Gummiringe gefedert.

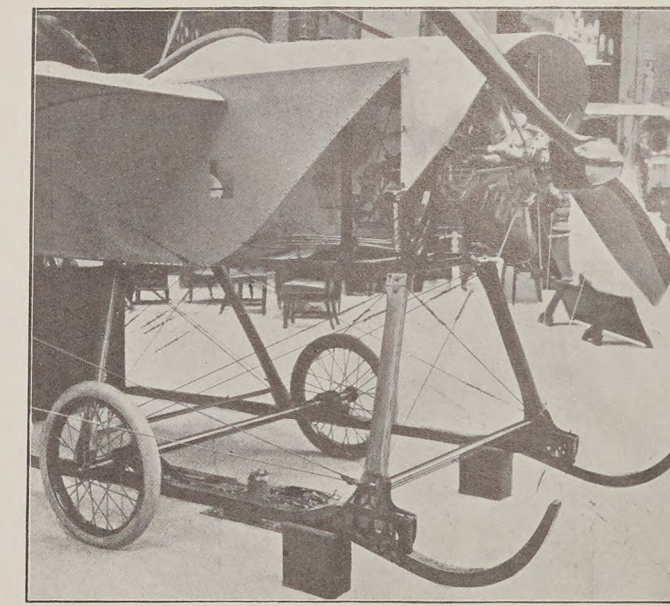


Fig. 17.

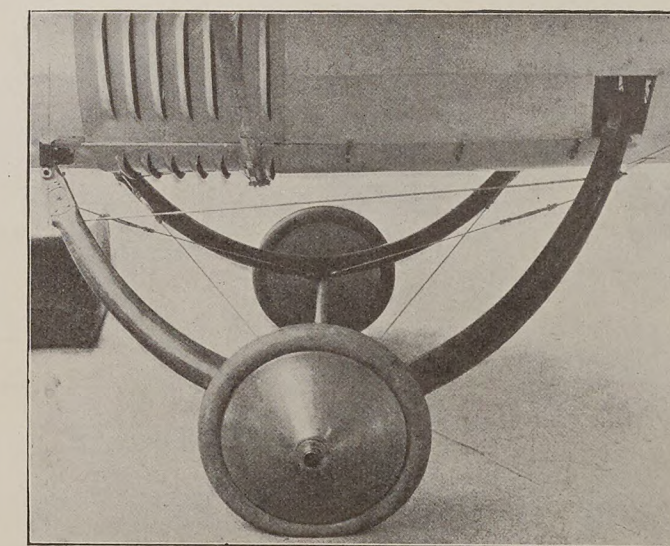


Fig. 20.

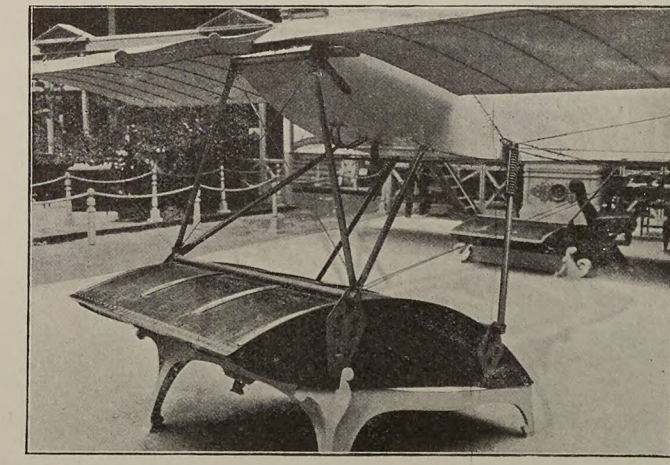
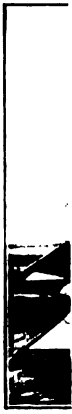
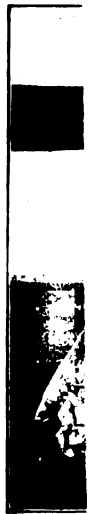


Fig. 23.

Fig. 22. Neuer kleiner Eindecker von Blériot, Räder mittels Blattfedern abgedeckt.
Fig. 23. Wasserflugzeug (Canard) von Voisin, vorderer Schwimmer vorn um eine Achse drehbar, hinten durch federnde Stützen (Spiralfedern) mit dem Rumpf verbunden.



A
schon
der be



verietzt
waren :
von 10
unmitt
die ka
dürfte
von st
De:
M o r a
dem be
Typ au
Ausmal
stärkte
Fig. 24
Kufenv
der Stü
Seite er
den Rā
Achse
Farman
der einz
strukten
den zu s
übergeg
sonst all
setzte T
Der
riot (
Abweicl
Typ. Di

hätte ebensogut als »Salon des Aéroplanes« bezeichnet werden können, da, abgesehen von Flugzeugen, nur wenig andere Luftfahrzeuge ausgestellt waren; nämlich nur ein Luftschiff (Astra-Torres) und die Gondel für zwei Luftschiffe (Clement-Bayard und Astra).

Man kann die Ausstellung, welche von der »Chambre Syndicale de l'Industries de l'Aéronautique« veranstaltet wurde, als vollen Erfolg der französischen Flugzeugindustrie ansprechen, an dem dieses Mal aber auch die deutsche Industrie — die durch zwei unserer größten Flugzeugfabriken vertreten war — und auch ein wenig die englische Industrie teilnahmen.

Die beiden deutschen Flugzeugfirmen Albatros-Berlin und Aviatik-Mühlhausen dürften ihren Entschluß, sich an der Ausstellung zu beteiligen, nicht zu bereuen haben, denn ihre Stände, namentlich aber der Albatros-stand, fanden die größte Beachtung sämtlicher Fachleute und Interessenten. Vielen dürfte es eine Offenbarung gewesen sein, durch die ausgestellten Flugzeuge zu erkennen, wie weit die deutsche Flugzeugindustrie bereits fortgeschritten ist. Nicht nur, daß die vorzügliche Konstruktion der deutschen Flugzeuge anerkannt wurde, es wurde auch die vorzügliche Arbeit und saubere Ausführung allgemein gelobt und in dieser Hinsicht dürfte der auf dem Stand der Albatros ausgestellte Zweidecker unübertroffen sein.

Die deutschen Ausstellungsstände waren auch sehr günstig gelegen. Die Plätze der einzelnen Gruppen wurden nämlich verlost. Zur ersten Gruppe von acht großen Ständen im Mittelteil der Halle des Grand Palais waren nur diejenigen Flugzeugfabrikanten zugelassen, deren Flugzeuge in längeren Flügen sich bereits bewährt hatten. Hierzu gehörten die

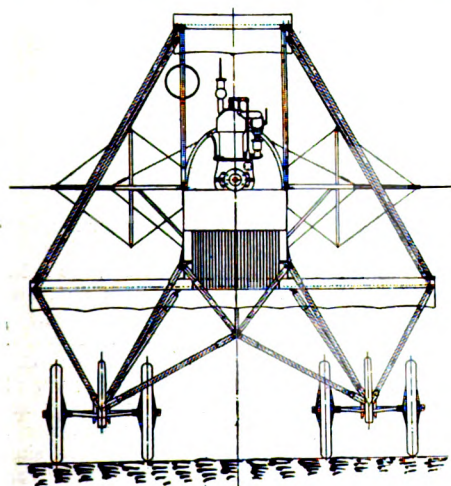


Fig. 4. Vorderansicht des Albatros-Zweideckers mit für den Transport zusammengelegten Flügeln.

beiden deutschen Firmen, und die Albatroswerke hatten das Glück, bei der Auslosung der Plätze den ersten Platz links vom Haupteingang zu erhalten.

Ein sog. »C lou«, in diesem Falle ein Flugzeug mit sensationellen Neuerungen, wie z. B. im vorletzten Salon das Coanda-Flugzeug mit Turbinenantrieb, fehlte dieses Mal auf der Ausstellung; dagegen zeigte die Ausstellung viele Verbesserungen der einzelnen Details, sowohl an den Trag-

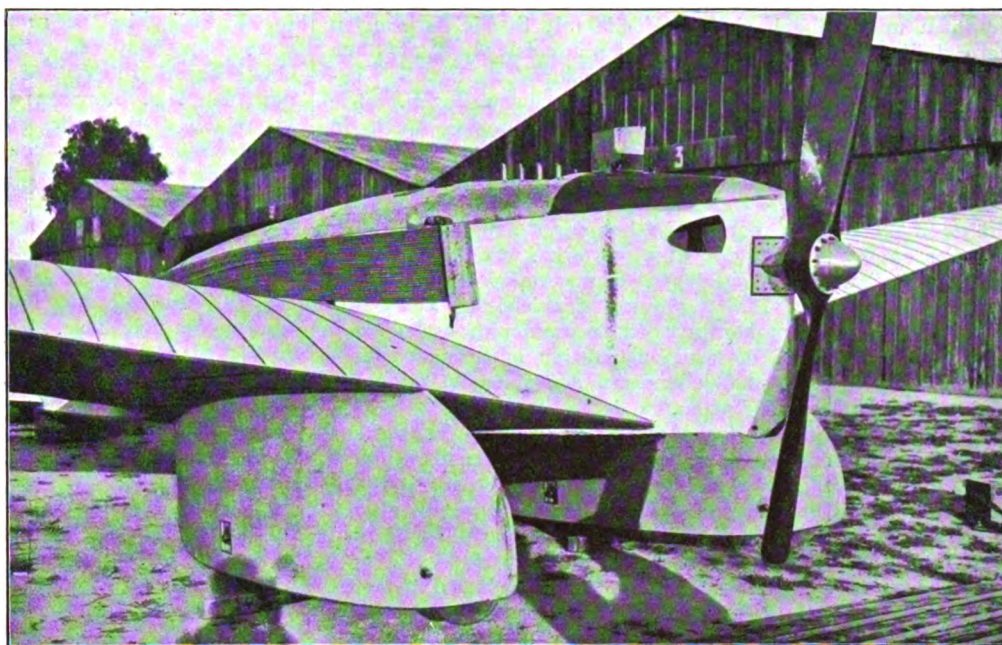


Fig. 30. Vorderteil des Eindeckers von Antoinette.

flächen, als Anlaufgestellen, Konstruktion der Gerüste, den Verspannungen, Motoren usw.

Dagegen stand unverkennbar diese Ausstellung unter dem Zeichen des Militärflugzeuges, indem sehr viele der ausgestellten Maschinen speziell für militärische Zwecke konstruiert und ausgerüstet waren. Hierzu gehört auch die Ausrüstung mit Apparaten zur drahtlosen Telegraphie, die auf fünf der ausgestellten Flugzeuge zu sehen waren. Bei vielen der Flugzeuge, besonders für militärische Zwecke, finden wir auch das Bestreben, statt Holz, Stahl als Konstruktionsmaterial anzuwenden. Ja, einige Konstrukteure scheinen grundsätzlich Holz und Leinwand auszuschalten. Die Gestelle sind aus Stahlrohr hergestellt und mit Aluminiumblech belegt. Zweifellos hat die Anwendung des Stahls im Flugzeugbau in der letzten Zeit große Fortschritte gemacht. Das erkennt man auch an den mehrfach ausgestellten, aus Stahlblech gepreßten Bootskörpern. Diese Herstellungsmethode

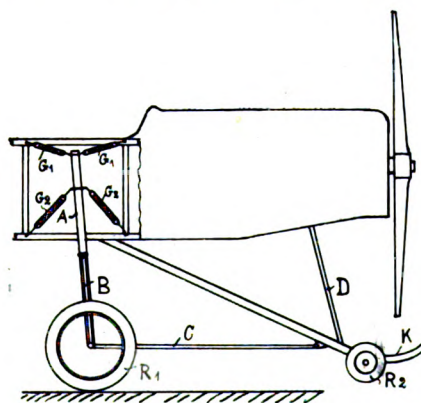


Fig. 5. Anlauf- und Landungs-Gestell des Zweideckers Zodiac. K Landungskufe, A, B Stütze für die Anlaufräder R_1 durch Gummizüge G_1 , G_2 elastisch mit dem Rumpf verbunden. C gelenkige Verbindungsstange von der Radgabel B zur Kufe K. D feste Stütze der Kufe. R_2 Schutzräder an der Kufe.

bedingt die Fabrikation in Serien resp. Massenfabrikation. Hierzu dürfte aber das Flugzeug noch nicht genügend entwickelt bzw. vereinheitlicht sein, denn von einer Standardtype kann man z. Zt. nur in sehr bedingter Weise sprechen. Unstreitig hat aber die Fabrikation der Flugzeugteile an sich große Fortschritte gemacht. Die Konstruktion der Flugzeuge ist bis auf die Einzelheiten wohl durchdacht und durch gebildet, auf die Auswechslung der Teile ist Rücksicht ge-

nommen und vielfach sind die Teile mit Spezialwerkzeugen hergestellt. Die Werkzeugmaschinenindustrie beginnt auch bereits sich der Flugzeugindustrie anzupassen und ist bestrebt, geeignete Spezialmaschinen herauszubringen. Die Werkzeugmaschinenindustrie beteiligte sich daher auch in ziemlichem Umfange an dieser Ausstellung.

Bezüglich Verbesserungen in der Herstellung der Flugzeuge ist noch das Bestreben bemerkenswert, die Spanndrähte möglichst zu reduzieren; besonders ausgeprägt sehen wir dies am Zweidecker der Albatroswerke, wobei die Spanndrähte zwischen den Tragflächen ganz vermieden bzw. durch Stiele ersetzt sind. Die Forderung der leichten Zerlegbarkeit der Flugzeuge, namentlich das Zusammenlegen der Tragflächen, läßt sich bei dieser Konstruktion leichter und vollkommener erfüllen, das Wiederzusammensetzen ist einfacher und geht schneller vonstatten.

Was das Zusammenlegen der Tragflächen anbelangt, so zeigte die Ausstellung mehrere bemerkenswerte Konstruktionen, so den Eindecker von de Marçay-Mooney, bei welchem die Flügel um schräggehende Masten schwenkbar sind. Die Einstellung der Flügel kann dabei durch eine Winde vom Platz des Flugzeugführers aus bewerkstelligt werden.

Nicht nur daß die Fabrikation der Flugzeuge gediegener geworden ist, und die Konstruktionen der bedeutendsten Marken einen abgeschlossenen Eindruck machen, auch das Streben nach einer gewissen Eleganz und Komfort macht sich bemerkbar; ja, man kann bereits von einer Karosserie der Flugzeuge sprechen. Als Beispiel schöner Linienführung des Rumpfes sei der neue Zweidecker der Albatroswerke erwähnt, ferner der neue Bréguet-Zweidecker und die Eindecker von Deperdussin-Esnault-Pelterie und Tulin. Die geschlossene Karosserie der für Deutsch de la Merthe gebauten Blériot-Lemousine ist dagegen in ihrer Form für ein Flugzeug zu eckig. Das Bestreben, nach

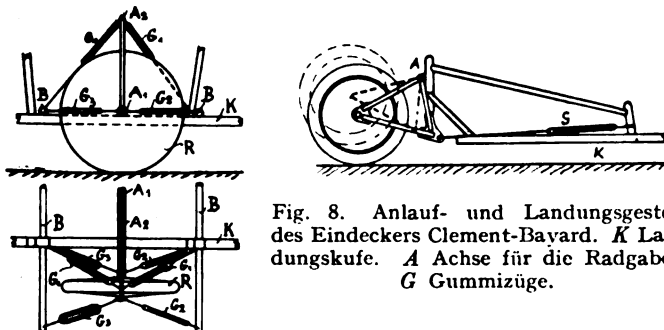


Fig. 8. Anlauf- und Landungsgestell des Eindeckers Clement-Bayard. K Landungskufe. A Achse für die Radgabel. G Gummizüge.

Fig. 6 u. 7. Anlauf- und Landungsgestell des Eindeckers Kauffmann. K Landungskufen. B Verbindungsstreben zwischen den Landungskufen. A₁ Achse der Anlaufräder R. A₂ Verbindungsstange der beiden Radgabeln. G₁ obere Gummizüge, G₂ vordere, G₃ hintere Gummizüge (siehe auch Fig. 18).

einer praktisch und schön geformten Flugzeugkarosserie macht sich auch dadurch geltend, den Motor — ähnlich wie bei Automobilen — durch eine Haube abzuschließen.

Die Verwendung des Flugzeuges für militärische Zwecke und Überlandflüge hat auch die Frage der Navigation und der hierfür erforderlichen Instrumente in den Vordergrund gerückt. Viele der ausgestellten Flugzeuge sind mit Navigationsinstrumenten ausgerüstet und solche auch auf besonderen Ständen ausgestellt. Auch beginnt man die Flugzeuge mit Signalinstrumenten, wie Hupen und Laternen auszurüsten. Die Anwendung von Schallsignalen erfordert ein im übrigen geräuschloses Flugzeug, d. h. die Ausrüstung der Motoren mit Schalldämpfern bzw. Auspufftöpfen. Bei Überlandflügen muß der Flugzeugführer möglichst unabhängig von fremder Hilfe starten können. Dies erfordert die Ausrüstung des Flugzeuges mit besonderen Hilfsvorrichtungen für das Starten, namentlich aber die Ausrüstung des Motors mit einer Kupplung und einer Andrehvorrichtung. Einige Kupplungen waren ausgestellt, jedoch nur bei wenigen Flugzeugen waren solche in Anwendung.

Bezüglich der Propeller ist zu bemerken, daß ausschließlich Luftschrauben aus Holz an den ausgestellten Flugzeugen angebracht waren und auch die bedeutenden Spezialfabriken

für Propeller hatten nur solche ausgestellt. Beachtenswert waren einige Konstruktionen mit verstellbaren bzw. selbst einstellbaren Flügeln, d. h. veränderlicher Steigung. Vorherrschend ist immer noch der zweiflügelige Propeller.

Nach diesem allgemeinen Überblick sollen nachstehend die Einzelheiten besprochen werden und zwar zunächst die Fahrgestelle.

Bei der Konstruktion der Fahrgestelle kann von einer einheitlichen Entwicklung noch nicht gesprochen werden, im Gegenteil; es zeigt die Ausstellung, daß die Ansichten der Konstrukteure noch sehr weit auseinandergehen. Vorherrschend ist noch immer das Landungsgestell mit Kufen in Verbindung mit Rädern. Es finden sich sowohl eine als auch zwei Kufen. Bei den Rädern verzichtet man meist auf die Lenkbarkeit derselben im Interesse der Einfachheit und Gewichtsersparnis. Meines Erachtens könnten auch die Kufen in Fortfall kommen. Dagegen empfiehlt sich die Anbringung einer einfachen und sicher wirkenden Bremse.

Von beachtenswerten Konstruktionen sei von Landungsgestellen mit Kufen auf die Zweidecker von Albatros, Bréguet, Clément-Bayard und Zodiac hingewiesen; von Eindeckern auf den neuen Renneindecker von Blériot, ferner die Eindecker von Bristol (englische Konstruktion), Clément-Bayard, Kauffmann und Morane. (Fortsetzung folgt.)

Militärflugschau.

Das englische Kriegsministerium hat eine Summe von M. 220 000 für einen Wettbewerb nach Art der französischen Kriegsflugzeugprüfung ausgesetzt für kriegsbrauchbare Flugzeuge. Die Prüfung zerfällt in eine internationale Prüfung für Flugzeuge aller Nationen und in eine internationale für englische Flugzeuge mit englischen Piloten, bei der jedoch der Motor ausländischen Fabrikats sein darf. Die Flugzeuge müssen mit einer Belastung von mindestens 200 Pfund $4\frac{1}{2}$ Stunden fliegen können, außerdem sich eine Stunde mit voller Belastung in 4500 Fuß (1350 m) Höhe halten können und eine Durchschnittsgeschwindigkeit von 88 km erreichen.

Für die internationale Prüfung stehen als 1. Preis M. 80 000, als zweiter Preis M. 40 000, für die nationale Prüfung als 1. Preis M. 30 000, als zwei 2. Preise je M. 20 000 und als 3. Preis M. 10 000 aus. Das Kriegsministerium darf die preistragenden Flugzeuge für je M. 20 000 ankaufen, jedoch darf kein Konkurrent mehr als M. 100 000 gewinnen. Zehn Flugzeuge, die alle Bedingungen erfüllten, aber keinen Preis erhalten, bekommen je M. 20 000.

Die österreichische Militärverwaltung hat für die Flugzeuge, die für militärische Zwecke verwandt werden sollen, besondere Bedingungen erlassen. Die Übernahme der Flugzeuge erfolgt nach Erfüllung folgender Bedingungen: Stabilität bei böigem Winde, möglichst Schonung des Flugzeugführers, so daß dieser auch nach langem Fluge nicht ermüdet, selbständigen Übergang des Flugzeuges in den Gleitflug bei Aufhören des Propellerantriebs. Die Flugzeuge sind für zwei Personen zu bauen, wobei der Beobachter und der Führer möglichst freien Ausblick haben müssen, sowohl nach vorn als auch seitlich zur Kontrolle der Verspannungen. An den Sitzen muß ein 10 cm breiter Ledergurt angebracht sein, der sich leicht durch einen Griff der rechten oder linken Hand lösen läßt. Der Motor muß vor den Sitzen angebracht sein. Die Seitensteuerung hat durch einen Fußhebel, die Höhensteuerung durch Vertikalhebel, die Verwindung mittels Volant und Kettenrad zu erfolgen. Die Steuerorgane sind doppelt herzustellen, so daß in der Führung die beiden Personen abwechseln können. Alle Leitungen der Steuerorgane müssen aus biegsamen, dehnungsfreien Stahlkabeln bestehen, deren Enden ohne Lötung verspleißt werden müssen. Sämtliche Hebel für die Motorbedienung müssen rechts vom Pilotensitz, in ca. 50 cm Entfernung von der Rückenlinie, angebracht sein, so daß sie bequem zu betätigen sind. Für das Fahrgestell sind durch Fußhebel lenkbare Räder vorgeschrieben.

Zur Übernahme ist ein Dauerflug in einer durchschnittlichen Höhe von mindestens 500 m über 450 km zu absolvieren. Das Gewicht des Flugzeugführers und des Begleiters muß mindestens 160 kg betragen. Nach einem Fluge von je zwei Stunden darf der Führer landen, ohne aber am Motor oder Flugzeuge Reparaturen vorzunehmen.

Als dann muß ein siebenstündiger Dauerflug ausgeführt werden, bei dem die zwei Personen der Besatzung wieder das obige Gewicht haben müssen, außerdem muß noch eine Nutzlast von 100 kg mitgenommen werden.

Die Anlaufstrecke darf mit einem Insassen nicht mehr als 60 m mit zwei Insassen nicht mehr als 100 m betragen.

Bei der Geschwindigkeit hat die Belastung wieder 160 kg zu betragen. Der Flug erstreckt sich über eine gerade Linie von 2 km

Entfernung. Die Durchschnittsgeschwindigkeit muß 80 km, die durchschnittliche Höhe 50 m betragen.

Während des Dauerfluges hat eine Landung im Gleitfluge aus 100 m Höhe mit abgestelltem Motor zu erfolgen.

Die Steighöhe muß mit 160 kg Belastung innerhalb 15 Min. 100 m betragen. Als Zuverlässigkeitsprüfung muß 15 Min. bei einer Windstärke von 15 m/sek. ohne Passagier geflogen werden.

Die Flugzeuge müssen während des Dauerfluges an einem vorher bestimmten Platze landen und wieder aufsteigen, z. B. Acker, Stoppelfeld, Wiese, Feld mit niedriger Kultur, um die Landungs- und Abflugfähigkeiten zu prüfen, auch räumlich beengte Plätze kommen in Betracht.

Zum Straßentransport muß das Flugzeug in einer halben Stunde demontiert und in derselben Zeit von sechs Soldaten wieder montiert werden. Auch muß das Flugzeug auf ungebauten Wegen ohne Fuhrwerk befördert werden können. Das Lichtprofil für den zum Straßentransport fertigen Apparat darf nicht mehr als 2,30 m breit und 3,50 m hoch sein. Der Motor muß vom Flugzeugführer angeworfen werden können, so daß ein Abflug ohne Hilfe anderer Personen erfolgen kann.

Diese Bedingungen sind nach dem heutigen Stande der Flugtechnik sehr hart, doch ist es zu hoffen, daß die Entwicklung der Flugzeuge im neuen Jahre rüstig fortschreitet, so daß die Erfüllung recht vielen Teilnehmern gelingt.

Flugschau.

Am 24. Dezember stellte Gobé auf Nieuport-Eindecker einen neuen Weltrekord für die größte in geschlossenem Fluge zurückgelegte Strecke auf. In der Zeit von 8 Std. 15 Min. wurden 740 km zurückgelegt. Die Landung erfolgte wegen Benzinmangels, die verbrauchte Menge Benzin betrug 273 kg.

Bücher-Besprechungen.

«Atmos» Annuaire de l'Air, Internationales Adreßbuch der Luftschiffahrt, herausgegeben von Paul Manoury, Paris, 14 Avenue Mac-Mahon.

Das Buch enthält ein Branchen-Verzeichnis und alphabetisch geordnete Adressen der Luftfahrtindustrie aus allen Ländern, ferner einen kurzen, reich illustrierten Abriss über die historische Entwicklung der Luftfahrt. Das Adreßbuch enthält auch viele Illustrationen von Flugzeugen, Motoren, berühmten Konstrukteuren usw.

Guide de l'Aéronaute Pilote, von Kommandant Paul Renaud, Verlag H. Dunod et E. Pinat-Paris, 47 et 49 Quai des Grands-Augustins. Der Verfasser schildert sehr ausführlich die Führung von Freiballonen. Die französische Auffassung weicht in verschiedenen Punkten von der deutschen Praxis ab, so namentlich bezüglich der Anwendung des Ankers, auf den der deutsche Ballonführer bekanntlich verzichtet. Andererseits enthält das Buch sehr viele wichtige und praktische Gebiete, so namentlich bezüglich Dauer- und Höhenfahrten, Fahrten am Schleppseil usw. — Ballonfahrern und Führern kann daher das Buch empfohlen werden.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. W. 35 630. Drachenflieger; Zus. z. Pat. 223 586. Julius Wiese, Hamburg, Neuer Steinweg 60. A 7. 9. 10, E 27. 2. 12.

77 h. K. 39 710. Vorrichtung zum selbsttätigen Aufrechterhalten des Gleichgewichts von Flugzeugen o. dgl. mittels eines Pendels. Leonhard Kolb, Hof a. S. A 6. 1. 09, E 28. 2. 12.

77 h. M. 43 939. Schraubenflieger mit durch biegsame Wellen angetriebenen Schrauben. Lucile Marcel, Paris; Vertr.: R. Scherpe und Dr. K. Michaelis, Pat.-Anwälte, Berlin W. 35. A 10. 3. 11, E 28. 2. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 5. 8. 10 anerkannt.

77 h. M. 44 544. Luftschifftragkörper mit veränderlichem Fassungsvermögen. Matthias Mertes, Trier, Gilbertstr. 64. A 11. 5. 11, E 28. 2. 12.

77 h. P. 25 696. Ballonstoff aus Gewebe mit Dichtungs- und Wärmeschutzmitteln. Wilhelm Röder, Senftenberg, N.-L. A 21. 9. 10, E 28. 2. 12.

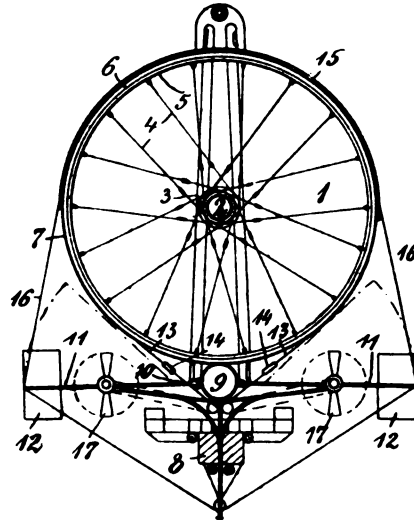
77 h. R. 30 194. Halbstarres lenkbares Luftschiff. Michael Ruhland, Heinrichskirchen, Oberpfalz. A 14. 2. 10, E 28. 2. 12.

46 b. S. 31 672. Steuerung von konzentrisch angeordneten Ein- und Ausströmventilen für Explosions- und Verbrennungs-

kraftmaschinen. Société Anonyme des Anciens Etablissements Panhard & Levassor, Paris; Vertr.: L. Glaser, O. Hering und E. Peitz, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. A 14. 6. 10, E 18. 2. 12.

Auszüge aus den Patentschriften.

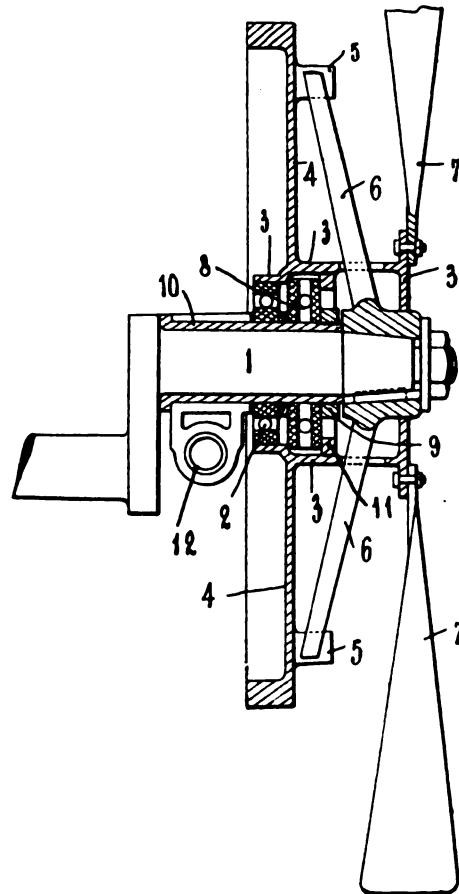
239 628. Motorluftschiff. August Krumholz in München. — Der Tragkörper 4, 5 ist durch mit Speichen verspannte Ringe 7 versteift. Über die Ringe sind gasgefüllte Schläuche 6 und über diese die Ballonhülle gelegt. Der Gondelträger 8 ist unter Ver-



Zu Nr. 239 628.

mittelung eines dünnwandigen, durch Einpumpen eines Druckmittels versteiften Rohres 9 und über die Ringe gelegter Seile 16 fest gegen den Tragkörper gepreßt.

240 602. Kupplung für Luftschrauben. Dr. Maximilian Goldberger in Paris. — Die Schraube 7 ist an der gleich-

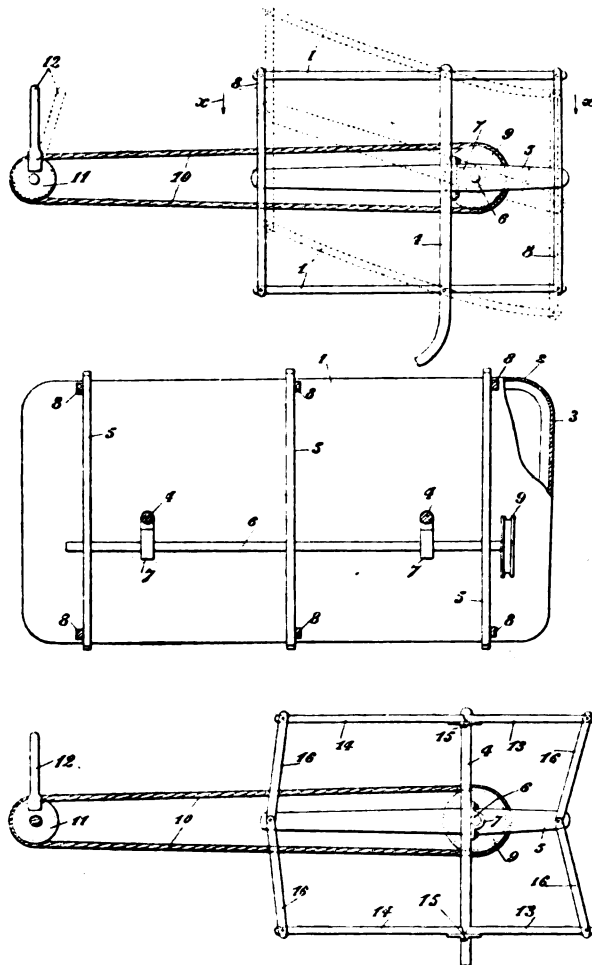


Zu Nr. 240 602.

zeitig das Drucklager 8 für den Schraubenschub tragenden Nabe 3 eines Schwungrades 4 befestigt. Dieses sitzt wieder lose auf der

Antriebswelle r und wird durch eine Kupplung mit elastischen Speichen 6 mit dieser verbunden.

240 782. Steuer für Flugmaschinen, bei welchem Vorderkante und Hinterkante gegen den Wind in verschiedenem Winkel einstellbar sind. Orville Wright und Wilbur Wright in Dayton, V. St. A. — Die Erfindung betrifft ein Steuer für Flugzeuge, insbesondere Gleitflieger und Drachenflieger, wobei durch den Steuerhebel 12 zwangsläufig und gleichzeitig beide Kanten der Steuerfläche um Winkel von verschiedener Größe bewegt werden. Mittels eines um eine zu den Kanten des Steuers parallele Achse drehbaren zwei-

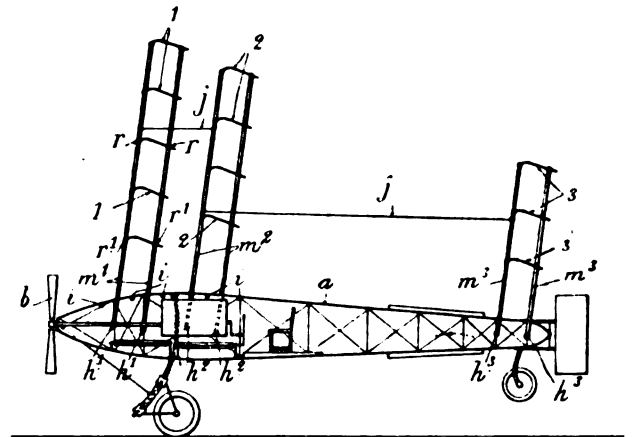


Zu Nr. 240 782.

armigen Hebels 4, dessen Hebelarme durch Gelenkstangen 16 mit den Kanten der Steuerflächen verbunden sind, wird das Steuer betätigt. Die Ausführungsform kann dabei vorteilhaft entweder so sein, daß bei gleicher Länge der Steuerflächen 13, 14 und der Hebel 5 der Drehpunkt 7 außerhalb der im Drehpunkt 15 der Steuerflächen errichteten Senkrechten liegt, so daß auf diese Weise die Verschiedenheit der Kantenabstände und der Hebelarmlängen zustande kommt, oder aber bei einer Lagerung des Hebeldrehpunktes 7 in der genannten Senkrechten oder in geringer Abweichung davon wird die Länge der Steuerflächen 13, 14 und der Hebel 5 verschieden gemacht, so daß entsprechend die Gelenkstangen in der wagerechten Lage des Steuers in verschiedenem Winkel stehen.

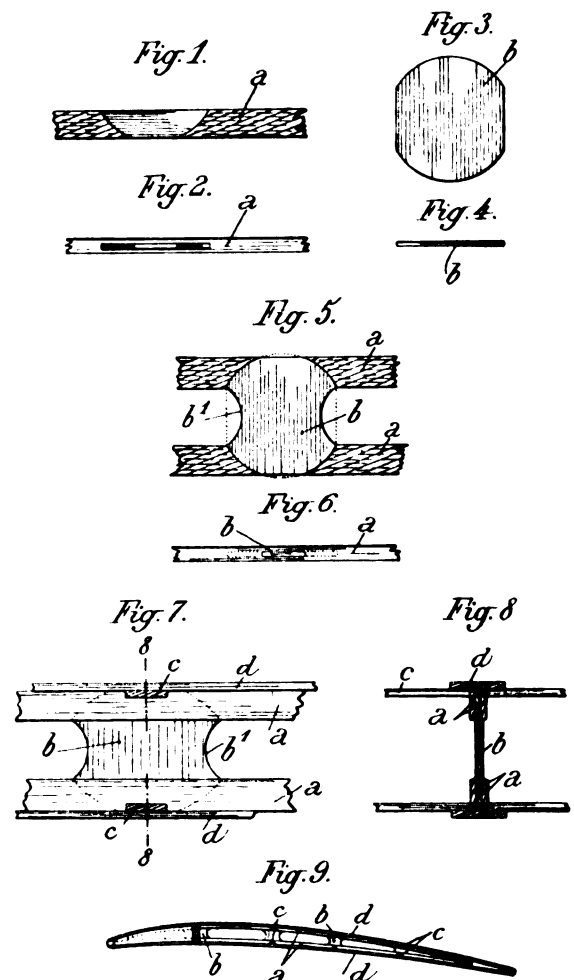
240 640. Flugzeug mit an Gelenkparallelogrammen angeordneten Tragflächen. Louis Adolphe Hayot in Beauvais, Frankreich. — Das Flugzeug soll sich selbsttätig im Gleichgewicht halten, und zwar dadurch, daß die Tragflächen 1, 2 in ihrer Anordnung sich in der Längsrichtung des Flugzeuges parallel zu sich selbst verstellen, in der Weise, daß ihr Winkel mit der Achse des spindelförmigen Flugzeugkörpers unverändert bleibt. Die Schraube b ist so angeordnet, daß die Richtung der vorwärtstreibenden Kraft durch den im Flugzeugkörper liegenden Schwerpunkt geht. Die Verteilung der am Fluggestell angeordneten Organe, also der Räder, Steuer usw., erfolgt in der Weise, daß die Resultate ihrer Widerstände gegen die Vorwärtsbewegung durch den Schwerpunkt geht. Die Flügel sind bei $r-r$, $s-s$ durch ihre Längsrippen c , d an ihren Trägern angelenkt. Die Stange m^1 wird mittels Drehzapfen h^1 an den Flugzeugkörper a angelenkt, so daß sie unbehindert hin und her schwingen können. Diese Drehzapfen sind auf dem Flugzeugkörper an solcher Stelle angeordnet, daß die

Resultierende der parallelen Kräfte, übertragen durch die parallelen Stangen m , durch den Schwerpunkt des Flugzeuges geht. Die Flügelgruppen 1, 2, 3 usw. sind miteinander durch Längsstangen j verbunden, so daß ihre Verstellung gleich und gleichzeitig erfolgt. Die Tragflächen werden in der Ruhelage durch Anschläge i oder Seile oder beliebige andere Einrichtungen gehalten, welche ein vollständiges Zurücklegen derselben auf den Schiffskörper verhindern.



Zu Nr. 240 640.

240 462. Gerüst für Tragflächen und Steuerflächen von Flugmaschinen u. dgl. Louis Bleriot in Neuilly a. d. Seine, Frankreich. — Rippen und Holme werden aus je zwei Latten a gebildet. Die Abstützung der Latten gegeneinander



Zu Nr. 240 462.

erfolgt durch dünne und in der Längsrichtung der Latten besonders breite Blätter b , welche an den Stützstellen derart kreisförmig zugeschnitten sind, daß sie in entsprechend kreisförmige Schlitzte passen. Querstreifen c bilden mit den Rippen ein Gitter; d sind Deckleisten.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER

ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS

DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN DR. S. FINSTERWALDER <small>PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</small> <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</small>	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG, L. E.</small> DR. FRITZ HUTH GEH. REG.-RAT E. JOSSE <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small> UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE	DR. N. JOUKOWSKY <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU</small> R. KNOLLER <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN</small> DR.-ING. A. VON PARSEVAL <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	DR.-ING. H. REISSNER <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN</small> DR. C. RUNGE <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</small> A. WAGENER <small>PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG</small>
---	--	---	--

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

27. Januar 1912.

Heft 2.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonntage des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben. Von H. Reifner, Aachen. (Fortsetzung.) S. 13.
Ausstellungsberichte. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner und Ing. Ansbert Vorreiter. (Fortsetzung.) (Mit Tafel II.) S. 15.

Der Wettbewerb für Tragflächenträger in Wien. Von Ing. Camillo Haffner-Holborn. S. 19.
Holzbandröhren, ein neues Baumaterial für Luftfahrzeuge. S. 21.
Militärflugschau. S. 22. — Flugschau. S. 23. — Patentschau. S. 24.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben.

Von H. Reifner, Aachen. (Fortsetzung aus Heft 1.)

Einfluß des Unterdrucks infolge Rotation des Schraubenstrahls.

Die hauptsächliche Ursache für das Vorhandensein eines Unterdrucks im Schraubenstrahl ist die Zentrifugalkraft des infolge des Schraubendrehmoments rotierenden Strahls, und es möge deswegen der Einfluß eines so entstandenen Unterdrucks näher betrachtet werden.

Im vorigen Abschnitt war Δp , die Druckdifferenz, als bekannt vorausgesetzt worden, im folgenden soll der Druck hinter der Schraube und damit auch die Druckdifferenz aus der Zentrifugalkraft ausgerechnet werden, da der Druck vor einer, ohne Ansaugung oder Stauung arbeitenden Schraube ja der normale sein muß.

Die der absoluten Winkelgeschwindigkeit ω_1 der Strömung entsprechende Zentrifugalkraft muß sich mit dem Strömungsdruck ins Gleichgewicht setzen und, wie wir sehen werden, einen nach innen abnehmenden Druck hinter dem Propeller hervorbringen.

Betrachtet man nach Fig. 10 das Gleichgewicht zwischen den Drucken p_1 hinter der Schraube und der Zentrifugalkraft an einem unendlich kleinen Ringelement der Strömung, so erhält man:

$$d(p_1 r) dq - p dr dq = \rho \omega_1^2 r^2 dq dr,$$

$$\text{demnach} \quad dp_1 = \rho \omega_1^2 r dr \quad (36)$$

Der Druck muß also nach außen zunehmen, um der Zentrifugalkraft das Gleichgewicht zu halten, und zwar bis zum Druck p am Rande des Propellers. Die Integration

läßt sich nur ausführen, nachdem ω_1 , die absolute Winkelgeschwindigkeit der Strömung, als Funktion von r ermittelt ist.

Gleichung 36 wird zunächst zweckmäßig umgeformt, indem wir setzen $\omega_1^2 = \mu^2 \omega^2$ und mit $\Delta p = p - p_1$,

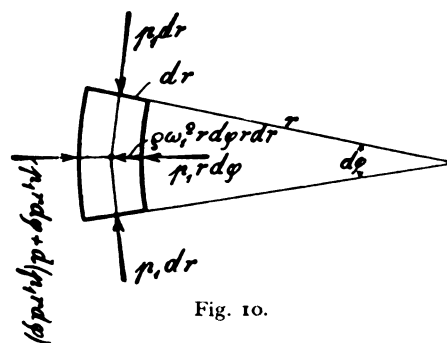


Fig. 10.

$d p_1 = -d \Delta p$. So entsteht:

$$d(\Delta p) = -\rho \omega_1^2 r dr \mu^2 \quad (36a)$$

und mit den Bezeichnungen $\Delta p / \rho v^2 = q$ und der schon früher benutzten Bezeichnung $\omega r / v = \chi$, ergibt sich:

$$dq = -\mu^2 \chi d\chi \quad (36b)$$

während Gleichung 31b mit der aus 9b, 6b gezogenen Beziehung $m_1 = \frac{\mu \chi}{1 + \beta \chi}$ für μ den Wert liefert:

$$\mu = \frac{1 + \beta \chi}{\chi} \left[\beta - q \frac{\chi - \beta}{1 + \chi^2} + \sqrt{\left(\beta - q \frac{\chi - \beta}{1 + \chi^2} \right)^2 + \frac{2q}{1 + \chi^2}} \right] \quad (31c)$$

Würde man diesen Wert für μ in (36b) einführen, so erhielte man für q eine Differentialgleichung erster Ord-

nung, deren Lösung in geschlossener Form kaum möglich sein dürfte. Wir wollen deswegen das folgende schrittweise Verfahren vom äußeren Rande her einschlagen.

Wir teilen den Radius der Schraubenkreisfläche in n Teile und ersetzen die Differentiale dq und $d\chi$ näherungsweise durch Differenzen $\Delta q = q_r - q_{r-1}$ und $\Delta \chi = \chi_r - \chi_{r-1}$. Fangen wir nun am äußeren Rande bei $r = n$ an, und nehmen wir dort $q_n = \Delta p / \rho v^2$ als bekannt an, so können wir dort zunächst das Verhältnis μ_n der Winkelgeschwindigkeiten aus (31c) und daraus wieder nach (36b) die Abnahme $\Delta q_n = q_{n-1} - q_n$ bis zum benachbarten Punkt $n-1$ ausrechnen. Wir haben damit q_{n-1} und können wieder aus (31c) und (36b) μ_{n-1} und Δq_{n-1} ermitteln. Mit diesen Werten gelangen wir dann zum Punkte $n-2$ und rechnen dort wieder μ_{n-2} und Δq_{n-2} aus usw., bis wir schließlich zum innersten Punkt kommen.

Dieses Näherungsverfahren ist natürlich mit Fehlern behaftet, da wir die stetig gekrümmte Kurve der Funktion $q = f(\chi)$ durch ein Polygon aus geradlinigen Stücken ersetzt haben. Die begangenen Fehler können wir vermindern, wenn wir die gesuchte Funktion q nicht bestimmen in der Form $q_{r-1} = q_r + \Delta q_r$, sondern den Mittelwert aus zwei aufeinander folgenden Differenzen benutzen in der Form

$$q_{r-1} = q_r + \frac{\Delta q_r + \Delta q_{r-1}}{2}.$$

Dies Verfahren möge rechnerisch durchgeführt werden für ein Geschwindigkeitsverhältnis am Außenrande eines Schraubenpropellers $\chi_a = 6$ mit der Annahme, daß an diesem Außenrande der Druck p_1 gleich demjenigen p der ungestörten Atmosphäre, d. h. $\Delta p_n = 0$, $q_n = 0$ sei. Es wurde der Radius in 6 Intervalle geteilt, also $n = 6$ gesetzt und es ergaben sich nach dem obigen Verfahren die folgenden Werte:

χ	q	μ	$\frac{m(\alpha + \delta) \sqrt{1 + \chi^2}}{2\beta}$	
6	0	0,053	1	1
5	0,017	0,060	1	1
4	0,036	0,072	1,023	1
3	0,060	0,095	1,100	1
2	0,099	0,162	1,360	1
1	0,224	0,519	2,36	1
0	0,494	—	—	—

Bis zu $\chi = 2$ kann das Rechnungsverfahren als genügend genau angesehen werden. Von da ab nach innen müßte man, wenn nötig, schärfer korrigieren.

Wir haben in der letzten Spalte den Wert

$$\frac{m(\alpha + \delta) \sqrt{1 + \chi^2}}{2\beta}$$

der nach Gl. (31), d. h. ohne Berücksichtigung des Unterdrucks gleich 1 wurde, ausgerechnet und erhalten einen nach innen wachsenden Wert größer als 1. Dies Ergebnis zeigt:

Der im Schraubenstrahl durch dessen Rotation hervorgerufene Unterdruck erlaubt nach der Achse zu größere spezifische Flügelvölligkeiten m oder größere Angriffswinkel α der Profilhöhne gegen die Relativströmung anzuwenden, als sie sich ohne Berücksichtigung der Rotation nach Gl. (31) früher ergeben hatten.

Hiernach scheint es, als ob man vom Drzewiecki-Propeller konstanten Angriffswinkels sich wieder der konstanten Steigung näherte.

Welche Vergrößerung die günstigsten Propellerformen liefern würden, hätte man durch Vergleichsrechnungen

oder durch die Lösung des entsprechenden Variationsproblems festzustellen. Diese Frage soll hier nicht weiter verfolgt werden, weil die Schwierigkeit des Variationsproblems, bei dem die Differentialgleichung (36b) als Nebenbedingung auftreten würde, sich erst dann für eine Behandlung lohnen würde, nachdem über die Druckwerte am Außenrande des Schraubenstrahls experimentelle Sicherheit geschaffen wäre.

Erinnert möge nur daran werden, daß die Schiffschraube von Zeise, die sich, wie es heißt, sehr bewährt hat, nach innen zu mit stärkerer Steigung ausgeführt wird und zwar nach der Patentschrift von Zeise ausdrücklich deswegen, um in das Vakuum hinter der Schraubennabe Wasser hinein zu befördern.

Vorstrom und Wirkungsgrad.

Beim Antrieb der Wasserfahrzeuge, bei denen die Propellerabmessungen im Verhältnis zum Hauptspantquerschnitt sehr viel kleiner sind als bei Luftfahrzeugen, macht sich die Erscheinung des Vorstroms besonders bemerkbar dadurch, daß die Schrauben in dem durch die Hautreibung des Schiffskörpers mitgerissenen Wasser zu arbeiten haben. Die Erscheinungen des negativen Slip und einer möglichen Verbesserung des Wirkungsgrades werden auf einen solchen Vorstrom zurückgeführt¹⁾. Obgleich nun die Rolle dieses Vorstroms bei Luftfahrzeugen wegen der verhältnismäßig größeren Abmessungen der Propeller sehr viel geringer ist, möge hier doch einmal der prinzipiellen Bedeutung wegen auf den Zusammenhang eingegangen werden. Man tritt dadurch nämlich in den Kreis von Fragen ein, die sich auf die Möglichkeit beziehen, die Vortriebsarbeit von Fahrzeugen durch teilweisen Wiedergewinn aus der Energie der erzeugten Strömung (wake) zu vermindern²⁾.

Daß der Wirkungsgrad eines Schraubenflügelelementes durch Arbeiten in einem teilweise mit dem Fahrzeug mitgeführten Strömungsmedium größer werden muß, ist leicht einzusehen. Die Ansätze (8b) und (9b) für den Schub dP und das Drehmoment dL behalten ihre Form, wenn man ε durch ε' ersetzt und unter ε' den Steigungswinkel der Relativbahn des Flügelelementes bezgl. der Einstromungsgeschwindigkeit versteht. In der Definition des Wirkungsgrades $\eta = dP v / dL \omega$ muß man nun aber einen Unterschied machen zwischen der Fahrtgeschwindigkeit v relativ zu weit entfernten Teilen des Strömungsmediums und der Einstromungsgeschwindigkeit v' in den Propeller, die um den Vorstrom v'' kleiner ist als die erstere, und erhält entsprechend der Ableitung auf S. 278 Heft 22 des vorig. Jahrg. für den Wirkungsgrad den Wert

$$\eta = \frac{\text{tg } \varepsilon}{\text{tg } (\varepsilon' + \varphi)}.$$

wo φ wie früher der Winkel zwischen Luftdruckresultierender des Flügelprofils und Relativströmungsnormale ($\text{tg } \varphi = \beta$).

Da ε' kleiner als ε , muß also der Wirkungsgrad größer werden als ohne Vorstrom und es scheint sogar, als ob er größer werden könnte als 1, wenn nur $v''/\omega r > \beta$, also etwa die Mitführungsgeschwindigkeit v'' größer als $1/10$ der Umfangsgeschwindigkeit des betrachteten Flügelelementes. Dies ist natürlich unmöglich und es entsteht die Frage, wodurch denn die Wirkungsgradvergrößerung des Vorstroms begrenzt ist. Hier muß die Berechnung der ansaugungsfreien Flügelbreite unter Berücksichtigung des Vorstroms Aufschluß geben, und zwar ist besonderer Nach-

¹⁾ Barnaby, Marine Propellers. Unter negativem Slip versteht man die Erscheinung, daß die Fahrtgeschwindigkeit schneller ist als die Schraubengeschwindigkeit, d. h. Steigung mal Umdrehungszahl.

²⁾ Constantin, Technique aéronautique 1911, schlägt z. B. vor, für diesen Zweck einen Windmotor vor ein Fahrzeug zu setzen.

druck auf die Vermeidung von Ansaugung, d. h. Unterdruck vor der Schraube zu legen, weil ein Unterdruck sich auf den davor befindlichen Schiffkörper fortpflanzen und Gegenschub (Thrust Reduktion) erzeugen würde.

Bedenken wir, daß das Strömungsmedium (Luft oder Wasser) in den Propellermechanismus mit der um den Vorstrom verminderten Fahrtgeschwindigkeit $v' = v - v''$ eintritt und die Geschwindigkeitsdifferenz zwischen Ein- und Austritt jetzt nicht mehr v_1 sondern $v_1 - v''$ ist, so ergeben die Impulssätze zusammen mit der Flügelblatttheorie analog zu (8b), (9b), (5b) und (6b)

$$\frac{dP}{\rho dF \omega^2 r^2} = \frac{m(a + \delta)}{\cos \epsilon'} (1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon') - \operatorname{tg} \epsilon' (\operatorname{tg} \epsilon_1 - \operatorname{tg} \epsilon'')$$

$$\frac{dL}{\rho dF \omega^2 r^2} = \frac{m(a + \delta)}{\cos \epsilon'} (\operatorname{tg} \epsilon' + \beta) = \operatorname{tg} \epsilon' \mu,$$

wo $\operatorname{tg} \epsilon'' = \frac{v''}{\omega r}$ sein soll.

Der Energiesatz lautet nun, sinngemäß verändert

$$dL \omega = dP v + \frac{\rho dF v'}{2} (v_1^2 + \omega_1^2 r^2)$$

$$\text{oder } \frac{dL}{\rho dF \omega^2 r^2} = \frac{dP}{\rho dF \omega^2 r^2} \operatorname{tg} \epsilon + \frac{1}{2} \operatorname{tg} \epsilon' (\operatorname{tg} \epsilon_1^2 + \mu^2).$$

Mit Hilfe der oberen beiden Gleichungen können wir ähnlich wie früher die letzte umformen und eine Gleichung für die Größe $\frac{m(a + \delta)}{\sin \epsilon'} = m_1$ gewinnen, nämlich:

$$m_1 \operatorname{tg} \epsilon' (\operatorname{tg} \epsilon' + \beta) = m_1 (1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon') \operatorname{tg} \epsilon' \operatorname{tg} \epsilon + \frac{1}{2} \operatorname{tg} \epsilon' [(m_1 \{1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon'\} + \operatorname{tg} \epsilon'')^2 + m_1^2 (\operatorname{tg} \epsilon' + \beta)^2]$$

weiter umgeformt zu:

$$2 m_1 (\operatorname{tg} \epsilon' + \beta - \operatorname{tg} \epsilon + \beta \operatorname{tg} \epsilon' \operatorname{tg} \epsilon) = m_1^2 (1 + \beta^2) (1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2) + 2 m_1 \operatorname{tg} \epsilon'' (1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon') + \operatorname{tg} \epsilon''^2$$

und mit $\operatorname{tg} \epsilon = \operatorname{tg} \epsilon' + \operatorname{tg} \epsilon''$

$$m_1^2 (1 + \beta^2) (1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2) - 2 m_1 [\beta (1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2 + 2 \operatorname{tg} \epsilon' \operatorname{tg} \epsilon'') - 2 \operatorname{tg} \epsilon''] + \operatorname{tg} \epsilon''^2 = 0 \quad (31d)$$

Wir kommen natürlich auf Formel (31) zurück, wenn wir $\operatorname{tg} \epsilon'' = 0$ und $\operatorname{tg} \epsilon' = \operatorname{tg} \epsilon$ setzen, d. h. den Vorstrom verschwinden lassen.

Wir können nun zunächst zeigen, daß jedenfalls für kleine Werte des Vorstromwinkels ϵ'' die Völligkeitsgröße $m_1 = \frac{m(a + \delta)}{\sin \epsilon'}$ und damit die erreichbare Flächenbelastung abnehmen muß.

Setzen wir nämlich, da dann m_1 sich nur wenig von seinem früheren Werte unterscheiden kann,

$$m_1 = \frac{2\beta}{1 + \beta^2} + \operatorname{tg} \epsilon'' m'$$

und vernachlässigen $\operatorname{tg} \epsilon''^2$ gegen $\operatorname{tg} \epsilon''$, so erhalten wir die verhältnismäßige kleine Abweichung des m_1 von seinem vorstromlosen Wert:

$$m' = - \frac{4(1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon')}{(1 + \beta^2)(1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2)},$$

also eine wesentlich negative Größe.

m_1 wird demnach mit wachsenden $\operatorname{tg} \epsilon''$ zunächst abnehmen. Für ein gewisses Vorstromverhältnis $\operatorname{tg} \epsilon''$ wird ferner ein ansaugungsfreies m_1 unmöglich werden, was sich durch ein Imaginärwerden des Ergebnisses der quadratischen Gl. (31d) ausdrückt und zwar tritt dieser Fall ein, wenn der entsprechende Wert von $\operatorname{tg} \epsilon''$ der folgenden

quadratischen Gleichung gehorcht:

$$\operatorname{tg} \epsilon''^2 [(1 + \beta^2)(1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2) - (2\beta \operatorname{tg} \epsilon' - 1)^2] + 2 \operatorname{tg} \epsilon'' (1 - 2\beta \operatorname{tg} \epsilon') \beta (1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2) - \beta^2 (1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2) = 0.$$

Wählen wir z. B. $\operatorname{tg} \epsilon' = 0,2$, $\beta = 0,1$, so ergeben sich für $\operatorname{tg} \epsilon''$ die folgenden beiden Werte

$$\operatorname{tg} \epsilon'' = + 0,051 \text{ oder } - 1,603,$$

von denen nur der erste eine Bedeutung hat und zwar die obere Grenze darstellt, bis zu welcher es möglich ist, das betrachtete Flügелеlement ansaugungsfrei arbeiten zu lassen. Es wäre dann also das Geschwindigkeitsverhältnis $\operatorname{tg} \epsilon = \operatorname{tg} \epsilon' + \operatorname{tg} \epsilon'' = 0,251$, und es betrüge also der Vorstrom $\frac{0,051}{0,251} = 0,203$ der Fahrtgeschwindigkeit.

Die Völligkeitsgröße m_1 würde dann aus (31d) den Wert annehmen:

$$m_1 = \frac{\beta (1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2) - 2 \operatorname{tg} \epsilon'' (1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon')}{(1 + \beta^2)(1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2)} = \frac{\beta}{1 + \beta^2} - \operatorname{tg} \epsilon'' \frac{2(1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon')}{(1 + \beta^2)(1 + \operatorname{tg} \epsilon'^2)}$$

und mit $\operatorname{tg} \epsilon' = 0,2$, $\operatorname{tg} \epsilon'' = 0,051$

$$m_1 = \frac{0,1}{1,01} = 0,051 \frac{2 \cdot 0,98}{1,01 \cdot 1,04} = 0,004$$

während m_1 ohne Vorstrom gleich 0,2 sein würde. Die ohne Ansaugung zulässige Flächenbelastung sinkt also auf den fünfhundertsten Teil, also praktisch auf Null und nimmt man trotzdem eine größere Flügelbreite, so findet Ansaugung und Vermehrung des Schiffswiderstandes statt.

Der Wirkungsgrad ist allerdings gestiegen und zwar auf:

$$\eta = \frac{\operatorname{tg} \epsilon (1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon')}{\operatorname{tg} \epsilon' + \beta} = \frac{0,251 (1 - 0,02)}{0,3} = 0,82,$$

während er ohne Vorstrom war:

$$\eta = \frac{\operatorname{tg} \epsilon (1 - \beta \operatorname{tg} \epsilon)}{\operatorname{tg} \epsilon + \beta} = \frac{0,251 (1 - 0,1 \cdot 0,251)}{0,351} = 0,696.$$

Wir haben also gesehen: Der Wirkungsgrad eines Flügелеlementes läßt sich durch Ausnutzung der Energie des Vorstroms erhöhen, jedoch nur so ohne Erhöhung des Schiffswiderstandes, daß gleichzeitig die zulässige Flügelvölligkeit und damit der Schub auf die Flächeneinheit der Schraubenkreisfläche erheblich abnimmt. Es gibt einen Wert des Vorstroms, oberhalb dessen man ohne Unterdruck vor dem Propeller, d. h. ohne Vermehrung des Schiffswiderstandes überhaupt nicht mehr arbeiten kann.

(Fortsetzung folgt.)

Ausstellungsberichte.

Technisches vom dritten Pariser aeronautischen Salon. (Mit Tafel II.)

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner und Ing. Ansbert Vorreiter.
(Fortsetzung.)

Die Fahrgestelle von Zodiac und Astra scheinen aus dem alten Antoinette-Fahrgestell hervorgegangen, dessen Grundidee — die beiden Räder auf gemeinsamer, durch zwei obere Stützen verstärkter Achse und die schräg nach vorn herausragende Mittelkufe — ja an sich gut war und das sich nur wegen mangelhafter konstruktiver Ausführung, vor allem weil das Gewicht auf zu wenig Tragpunkte verteilt war, in der Praxis nicht gut bewährt hat. Die Konstruktion von Zodiac (Fig. 5, Heft 1, Seite 9) ist besonders dadurch

interessant, daß die Abfederung ganz im Innern des Bootes liegt, wodurch der nicht unbedeutende Luftwiderstand dieser Teile in Fortfall kommt. Die kleinen Schutzrädchen am Vorderende der Kufe findet man auch sonst nicht selten, so bei den Flugzeugen von Farman. Sie haben besonders für Schüler oder wenig geübte Flieger, die leicht zu steilen Landungen ausführen, großen Wert, während lang nach vorn herausragende Kufen ohne solche Rädchen für Schulapparate überhaupt nicht verwendet werden sollten, da sie sehr leicht Anlaß zum Überschlagen geben. Deperdussin läßt deswegen bei Schulmaschinen die Spitzen der Kufen fort und setzt dafür zwei ziemlich große Räder, die nur bei zu steiler Landung den Boden berühren. Beachtenswert ist auch das Fahrgestell des Bristol-Eindeckers — auch sonst eine sehr elegant konstruierte Maschine —, bei dem die Vorderenden der Kufen durch Spiralfedern elastisch mit dem Gestell verbunden sind; auch dadurch erzielt man eine gewisse Sicherung gegen das Überschlagen. Über die zweckmäßige Größe der Räder sind die Meinungen noch sehr geteilt; die meisten Konstrukteure bevorzugen mäßig große Räder mit sehr starken Luftreifen (Nieuport 650 × 100), während Deperdussin im Gegenteil Räder von fast 1 m Durchmesser mit relativ dünnen Reifen vorzieht. An eigentlichen Rennmaschinen sucht man im Interesse der möglichststen Verminderung des Luftwiderstandes die Konstruktion soweit wie möglich zu vereinfachen. Am weitesten geht in dieser Beziehung Morane, der an seinem neuen Eindecker auf die Federung vollkommen verzichtet (Taf. I, Fig. 19). So weit darf man natürlich nur bei Apparaten gehen, die ausschließlich von vorzüglichen Fliegern geflogen werden, und selbst da scheint es zweifelhaft, ob ein solches Fahrgestell außerhalb des Flugplatzes möglich ist. Ein anderes Beispiel eines solchen besonders einfachen Fahrgestells für einen Rennapparat ist das des Eindeckers von Tatin-Paulhan (Taf. I, Fig. 20).

Die Profile der Flügel sind jetzt meistens Nieuport nachgebildet, wie das ja auch bei den großen Erfolgen dieses Typs zu erwarten war. Charakteristisch ist die schwache Aufbiegung an der Vorderkante (die selbst nicht abgerundet, sondern ziemlich scharf ist) und die, allerdings nur sehr geringe doppelte Gegenkrümmung (konvexe Seite nach unten) im hinteren Drittel der Flächen. Daß dieses Profil sehr vorteilhaft ist, zeigen seine Erfolge und auch die im Eiffelschen Laboratorium ausgeführten Messungen; daß es aber erheblich besser ist als andere gute Formen mit einfacher Krümmung, geht aus den Versuchen nicht hervor und ist auch durch die Erfolge des Nieuport-Flugzeugs nicht zweifellos sichergestellt. Natürlich wird auch diese Form von manchen Seiten schon stark übertrieben. Zu diesen Übertreibungen muß man außer dem Flügel vom C o a n d a -Zweidecker mit seinem ganz aus Nickelstahl konstruierten, sehr komplizierten Gerüst auch den Flügelteil rechnen, den Morane an seinem neuen Stahl-Eindecker zeigt (Taf. I, Fig. 14). Im übrigen ist die Konstruktion dieses Flügels sehr interessant, er besteht ganz aus autogen geschweißtem Stahlrohr und ist auffallend elastisch und leicht verwindbar.

In der Bespannung der Flügel wie auch der Boote ist deutlich der große Umschwung zu erkennen, der auf diesem Gebiete im Laufe des letzten Jahres vor sich gegangen ist. Der früher allein herrschende Kautschukstoff ist gegenüber den mit anderen Substanzen imprägnierten Stoffen stark in den Hintergrund getreten. Wirklich bewährt haben sich als Imprägnierungsmittel nur Zellulosepräparate, wie der von der Firma Leduc Heitz & Cie. hergestellte Emaillit, der gegenüber dem Kautschukstoff den Vorteil unbedingter Wetterbeständigkeit, Wasserundurchlässigkeit, geringerer Brennbarkeit und glatterer Oberfläche besitzt und außerdem die Festigkeit des Stoffes bedeutend steigert. An Versuchen, auch andere Stoffe zum Imprägnieren zu verwenden, fehlt es nicht: so ist der Savary-Zweidecker mit geöltem Stoff bespannt, die Maschinen von Blériot mit einem Harzlack gestrichen. Natürlich sind solche Stoffe sehr wenig geeignet, sie erhöhen die Feuersgefahr, verursachen Falten (Harz) und vermindern die Festigkeit des Stoffes (Öl).

Auch der Versuch, die Tragflächen aus Metall herzustellen, taucht immer wieder auf. Solche Flächen aus einfachem Aluminiumblech sieht man am Eindecker von P o u c h e t P r i m a r d (Taf. I, Fig. 12); die Konstruktion ist aber

recht mangelhaft und der Luftwiderstand dürfte infolge der oberhalb des Bleches freigelegenen Stahlrohrholme sehr groß sein.

Daß die Verringerung des Luftwiderstandes heute das oberste Gebot im Flugzeugbau ist, sieht man vor allem an den Booten, deren Form immer allgemeiner mit Rücksicht auf geringsten Luftwiderstand gewählt wird. Der dreieckige Querschnitt, der wenig Platz für den Führer bietet, ist nur ausnahmsweise zu sehen, am meisten findet man entweder rein viereckige Querschnitte (Blériot, Nieuport), oder es ist an das Viereck unten noch ein Dreieck (REP, Clément-Bayard) oder ein Halbkreis (Deperdussin) angesetzt. Einen genau kreisrunden Querschnitt zeigt der Eindecker von T a t i n - P a u l h a n, bei dem aber das Gerüst des Bootes vierkantig und nur die äußere Verkleidung rund ist, und annähernd kreisrund sind auch im vorderen Teile die von M o r a n e und B o r e l (die beiden Konstrukteure, die früher zusammen arbeiteten, haben sich jetzt getrennt) ausgestellten Stahlrumpfe (Taf. I, Fig. 14; Taf. II, Fig. 9—10 und Fig. 20). Meist sind die Boote ihrer ganzen Länge nach bespannt, nur Schulapparate und andere Flugzeuge, bei denen kein Wert auf Geschwindigkeit gelegt wird, machen da gelegentlich eine Ausnahme. Der Sitz des Führers wird vielfach so tief gelegt, daß der Führer fast am Boden des Bootes sitzt und die Beine ganz nach vorn strecken muß (Blériot, Taf. I, Fig. 22; Morane, Deperdussin); so kann man es, ohne dem Boot eine große Höhe zu geben, erreichen, daß nur der Kopf des Führers herausragt, und die Bedienung des Fußsteuers kann eher noch etwas sicherer erfolgen als bei höherem Sitz. Auch die Motoren sucht man jetzt vielfach in das Boot einzubauen, und zwar sowohl wassergekühlte Vierzylindermotoren (Clément-Bayard) als auch luftgekühlte rotierende Motoren (Bréguet, Tatin-Paulhan, Morane); interessant ist bei dem letzteren die Führung der Kühlluft (Taf. I, Fig. 14).

Auch bei den Zweideckern geht man immer mehr dazu über, an Stelle des offenen Verbindungsgerüsts zwischen Tragflächen und Schwanz ein geschlossenes Boot zu setzen. Nachdem schon im Vorjahre Bréguet und Goupy diesen Weg gezeigt hatten, sind ihnen jetzt zahlreiche Konstrukteure, wie Albatros, Clément-Bayard, Z o d i a c, A s t r a, nachgefolgt. Wenn man dann noch durch eine zweckentsprechende Bauart die Zahl der Stiele und Spanndrähte möglichst verringert, so erhält man Zweidecker, die an Geschwindigkeit mit den besten Eindeckern wett-eifern können.

In der Steuerung und in der Gestalt der Steuerflächen hat sich nicht viel geändert; zu erwähnen wäre, daß auch Esnault-Pelterie jetzt für das Seitensteuer einen Fußhebel benutzt. Weit aus die meisten Flugzeuge bedienen jetzt Höhen- und Schrägsteuer durch einen allseitig beweglichen Handhebel oder einen Hebel mit Handrad (beides macht für den Führer kaum einen Unterschied), das Seitensteuer durch Fußhebel. Auch im Sinne der Betätigung ist eine gewisse Vereinheitlichung eingetreten: beim Höhensteuer wird stets durch Vorwärtsdrücken des Hebels nach abwärts, durch Zurückziehen nach aufwärts gesteuert, und beim Seitensteuer tritt man den Fußhebel auf der Seite, nach der man wenden will. Diese Art der Steuerbedienung scheint in der Tat die beste zu sein, besser als die Verlegung aller drei Steuer an einen einzigen Hebel mit Handrad (Bréguet, Astra), die trotz ihrer offenbaren Vorzüge doch den Nachteil hat, daß beim Bedienen eines Steuers leicht ein zweites mit betätigt wird, und es wäre sehr zu wünschen, daß sie ganz allgemein eingeführt würde und uns die so sehr erwünschte Vereinheitlichung der Steuer brächte.

2. Einige wichtige Flugzeugtypen.

1. Eindecker.

Blériot.

Auf dem Stand von Blériot sind vier verschiedene Typen von Eindeckern ausgestellt: ein Typ XI (verstärkt) mit 50 PS-Gnome-Motor, wie ihn Beaumont und Garros im Wettflug Paris—Rom und im Europäischen Rundfluge benutzten; ein »Typ Populaire« (Typ 28) mit dem neuen 30 PS-Anzanimotor; ein Militärapparat, Typ XXI mit zwei nebeneinander angeordneten Sitzen und ein Rennapparat, Typ XXVII,

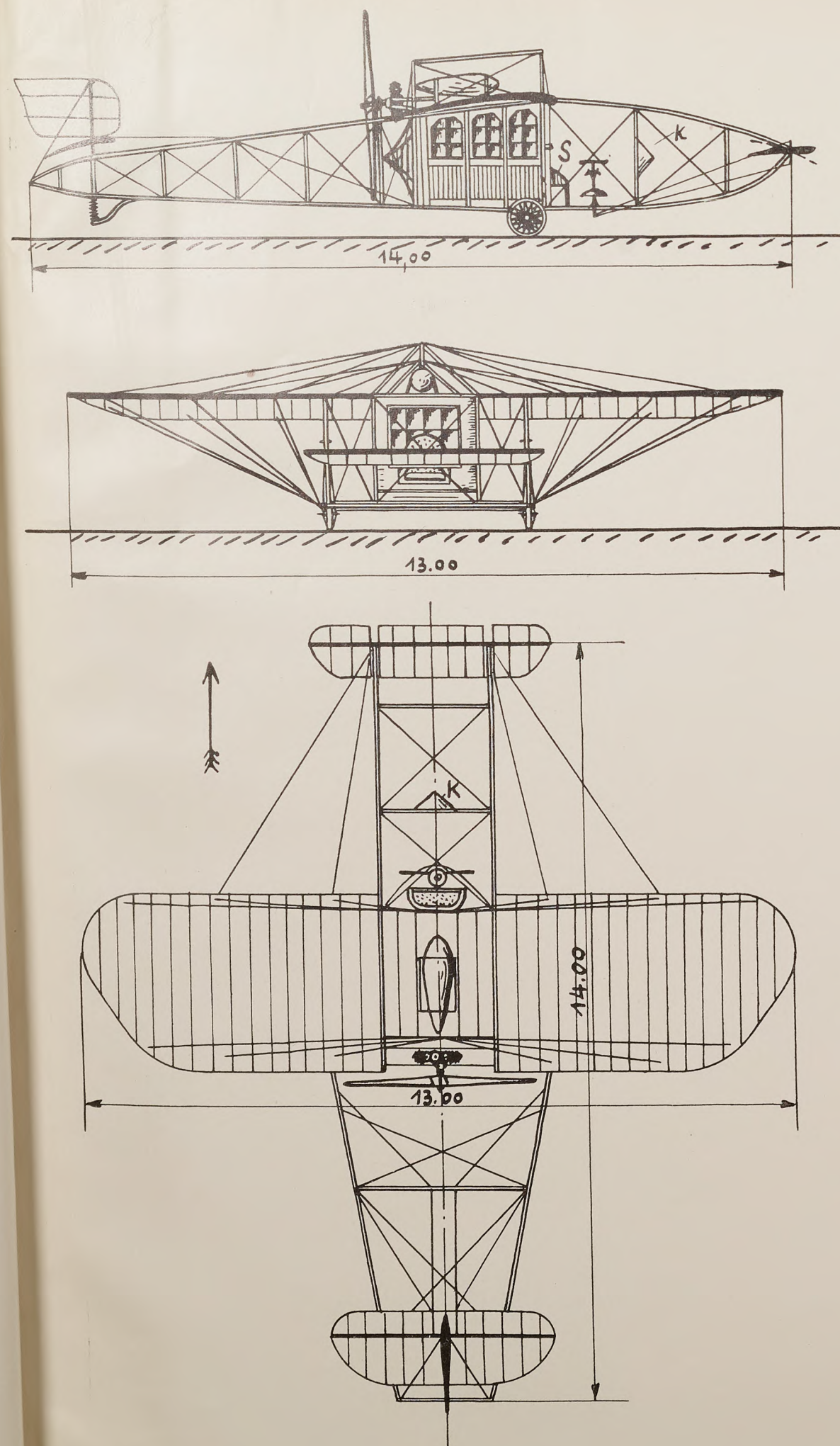


Fig. 1-3.

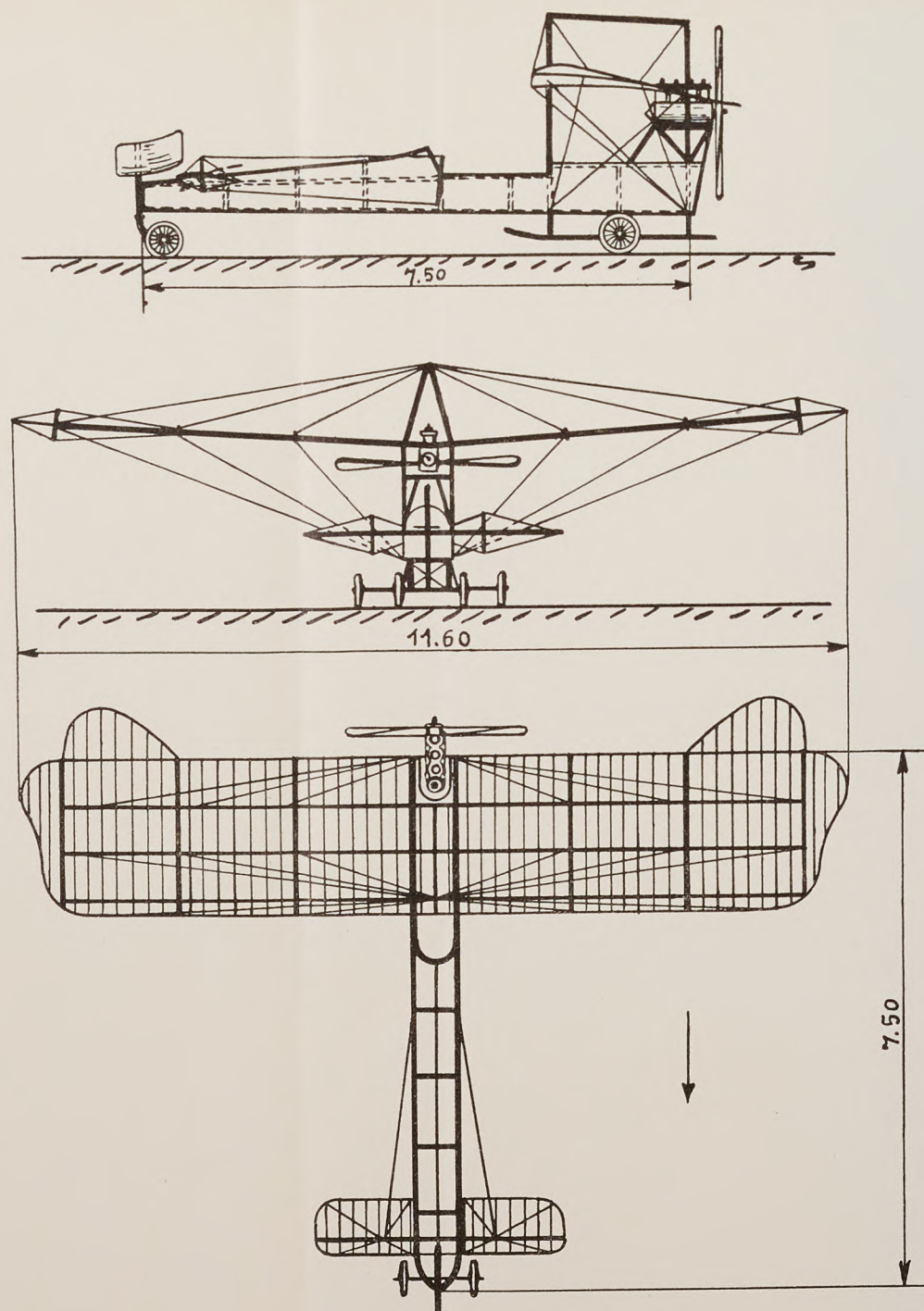


Fig. 4-6.

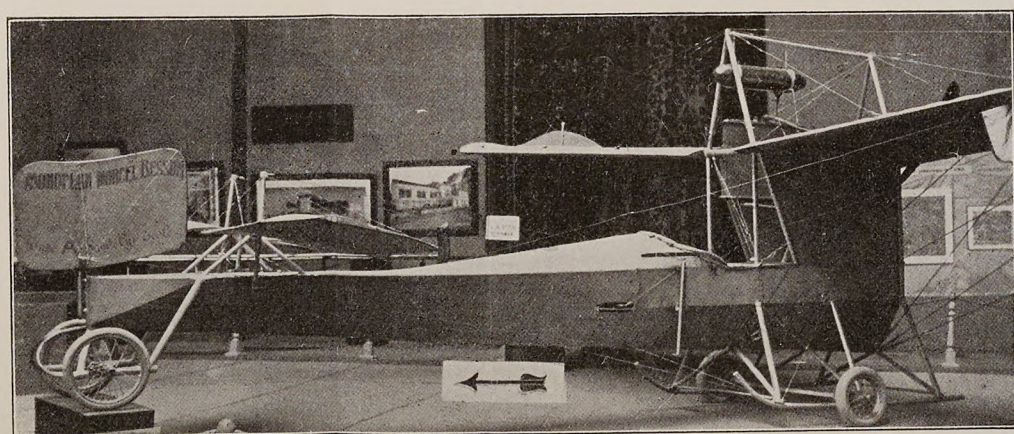


Fig. 7.

Fig. 1-3. Zeichnung des Limousine-Eindeckers von Blériot.
K Schutzkegel, S Führersitz.
Fig. 4-6. Zeichnung des Eindeckers 'Canard' von Besson.
Fig. 7. Canard Besson, von der Seite gesehen.
Fig. 9-10. Zeichnung des Eindeckers Morane-Saulnier, Renntyp.

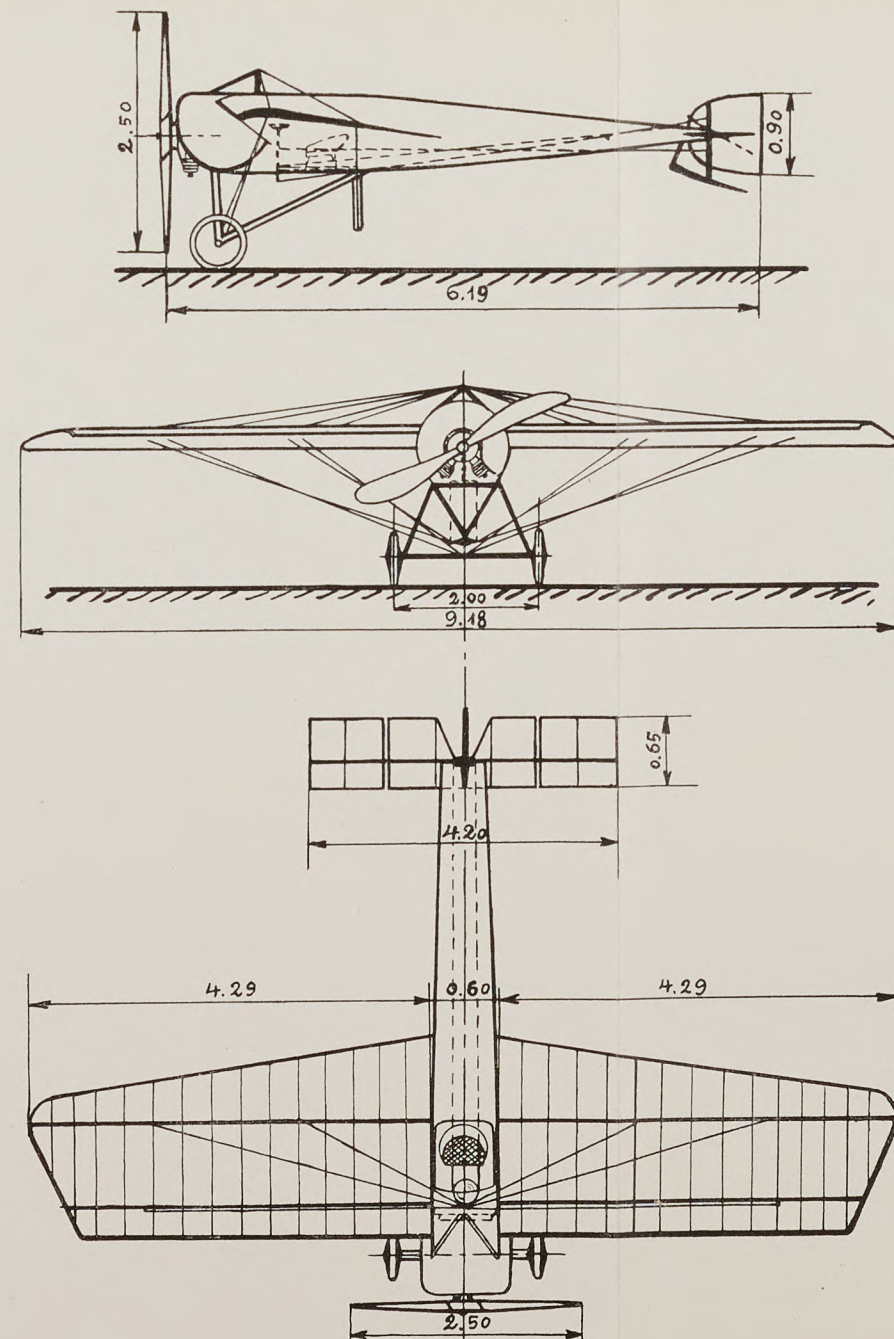


Fig. 8-10.

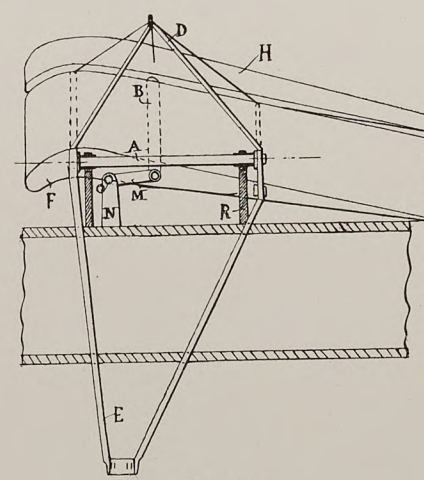


Fig. 14.

Fig. 11-13. Zeichnung des Eindeckers von Sotinel, Guérin und Corneloup.
A Achse der Flügel, B Achse der Hilfsflügel F¹, F².
Fig. 14. Vorrichtung zum Verstellen der Hilfsflügel. D, E Verspannung der Flügel, B Achse der Hilfsflügel H, M Hebel auf Achse B, verbunden durch Zapfen O mit Lasche N. R Lagerbock für Achse A.

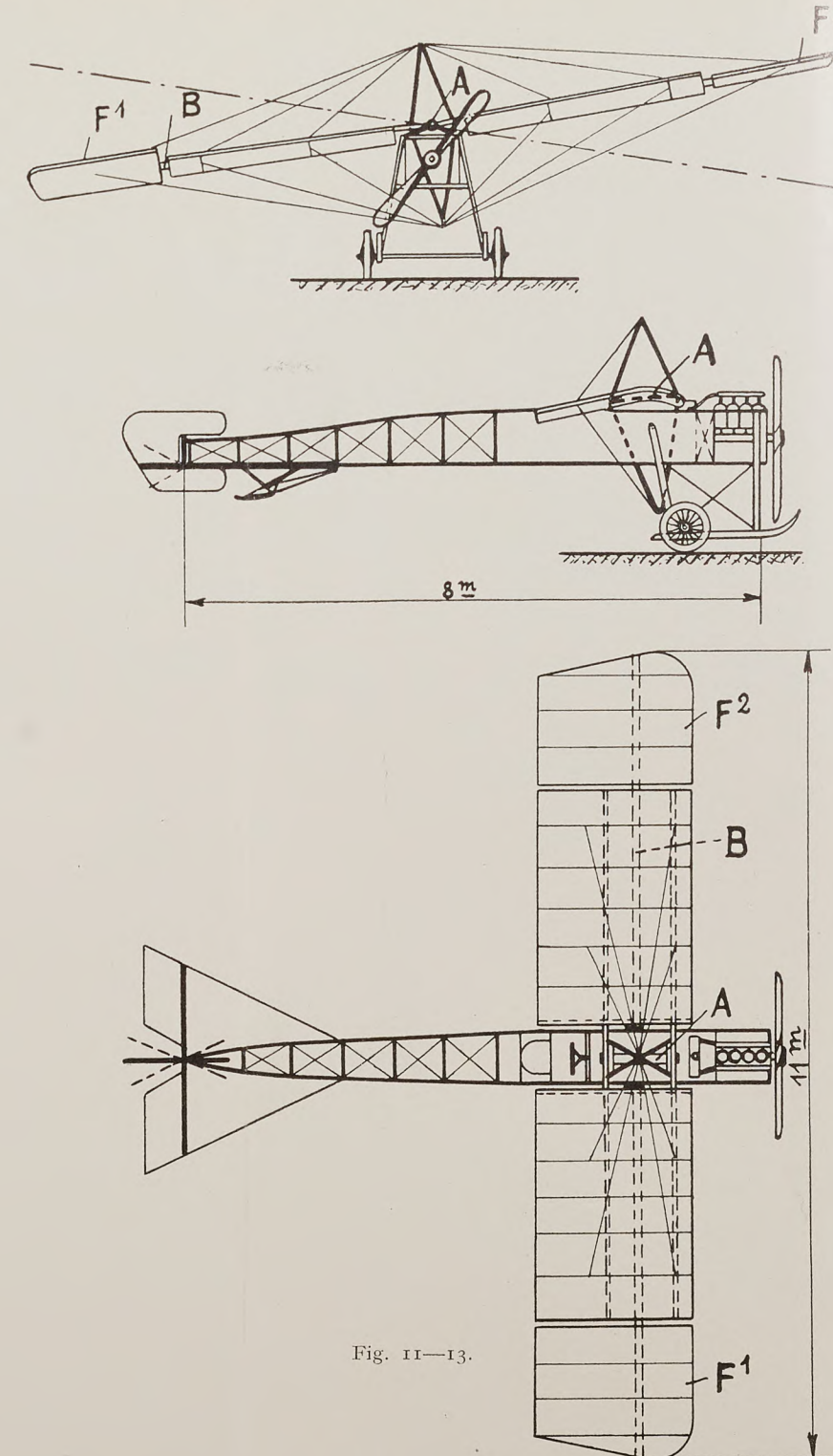


Fig. 11-13.

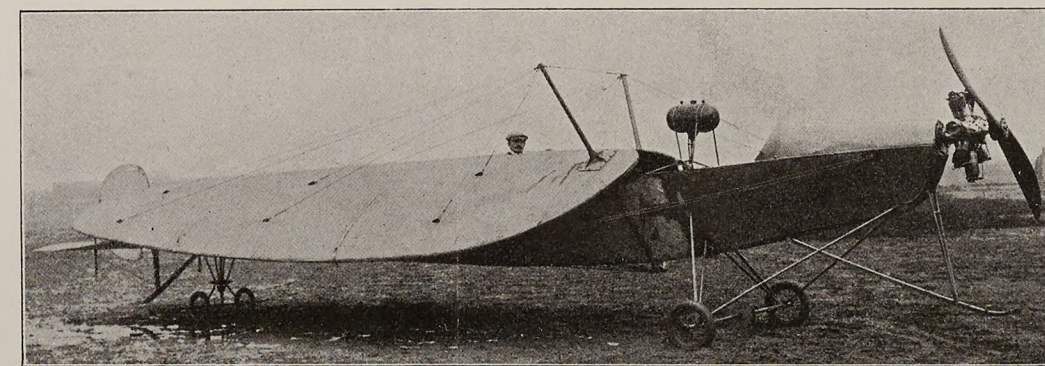


Fig. 19.

Fig. 15-18. Zeichnung des Eindeckers von de Marçay-Moonen.
A Schwenkmasten der Flügel, Z Zugseile, R Führungsrollen, H Handrad zum Aufwinden der Zugseile Z, S₁ Führersitz, S₂ Passagiersitz.
Fig. 19. Eindecker Moonen mit eingezogenen Flügeln.

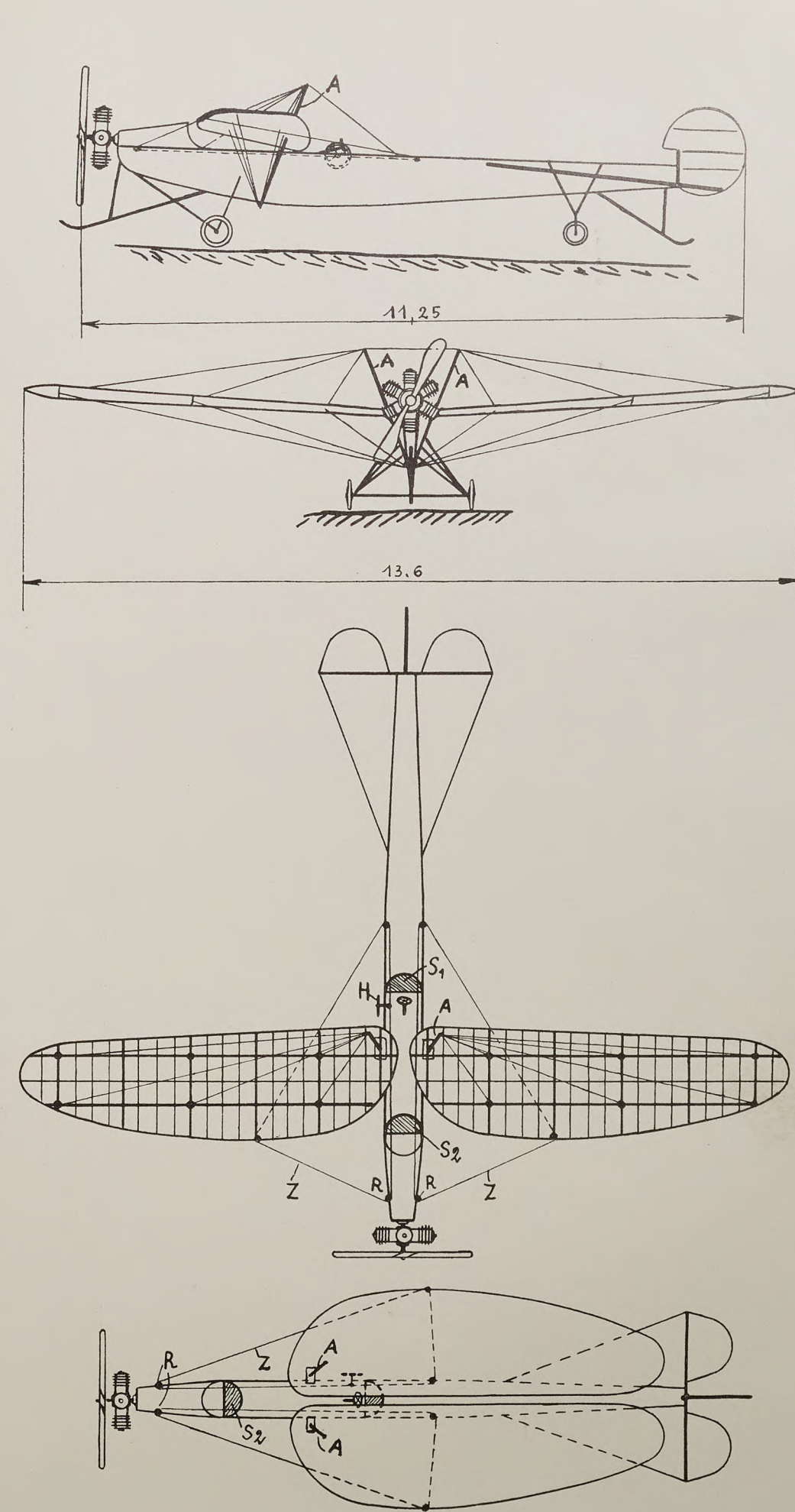


Fig. 15-18.

beide mit 70 PS-Gnome-Motoren; am letzteren Apparat fehlten indes die Flügel, so daß man die Krümmung derselben, die etwas verändert ist, nicht vergleichen konnte.

Die beiden ersten Typen weisen gegenüber denen des Vorjahres nur sehr geringe Änderungen auf. Die bedeutendste davon ist die Anordnung des Höhensteuers; während dasselbe früher bekanntlich zu beiden Seiten der festen Schwanzfläche angeordnet war, ist jetzt diese in ihrer ganzen Breite fest, und an ihrer Hinterkante schließt sich das Höhensteuer in Form von zwei breiten wenig tiefen Klappen an. Die Schwanzfläche selbst ist wie früher gewölbt und tragend und nach oben durch vier Stahlrohre versteift, während die Höhensteuerklappe selbst eben ist.

Bei den beiden anderen Maschinen ist die Anordnung der Schwanz- und Steuerflächen wesentlich verändert. Das Boot läuft hinten nicht in eine vertikale sondern in eine horizontale Kante aus, an die sich vorn an jeder Seite eine lange dreieckige Dämpfungsfäche, hinten die Höhensteuerklappe anschließt. Darüber steht frei das Seitensteuer, das sich um eine im vorderen Drittel angebrachte Achse dreht, so daß es ausbalanciert ist. Das Boot ist seiner ganzen Länge nach gespannt, und die Bespannung besteht aus mehreren Teilen, die mit einander durch eine leicht lösbare Verschnürung verbunden sind. Die Flügel zeigen eine schwach doppelte Krümmung, und die Bespannung ist (wie bei Nieuport) nur an den vier dem Boot nächsten Rippen durch aufgesetzte Holzleisten, sonst durch einfache Nagelung festgehalten. Die Flieger sind wie bei den beiden anderen Typen durch eine flache Haube aus Aluminiumblech geschützt, unter der sich auch die Tanks für Benzin und Öl befinden (Fig. 23 bis 25). Besonders interessant ist der neue einsitzige Renneindecker Typ XXVII.

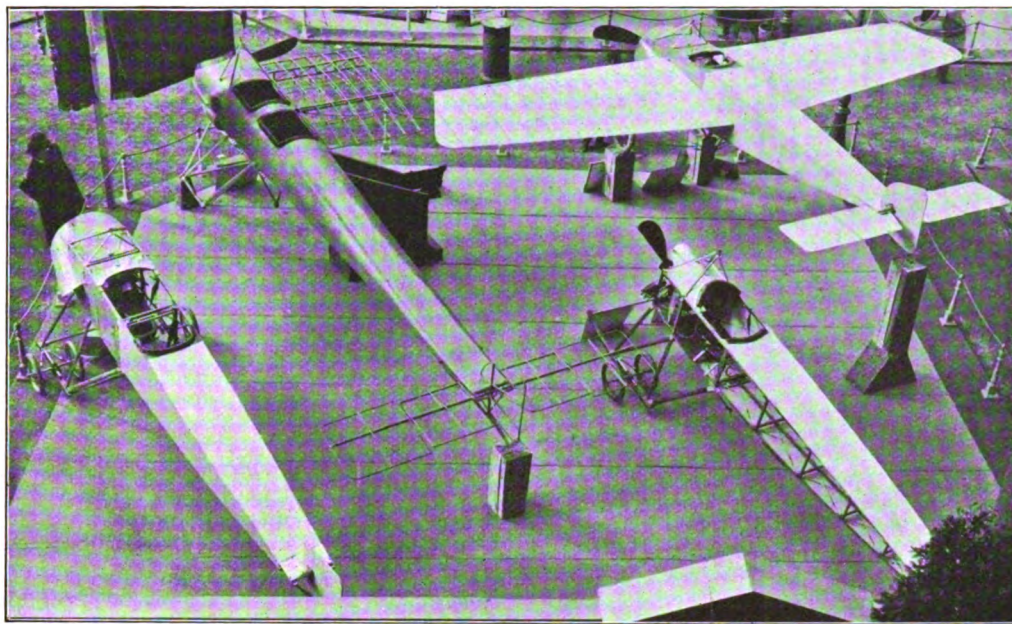


Fig. 20. Stand von Morane-Saulnier.

Bei ihm ist das Fahrgestell wesentlich vereinfacht, unter Verzicht auf die Selbstlenkung. Jedes der beiden Räder sitzt in einer aus zwei Blattfedern gebildeten Gabel. Am Vorderende der Federn fällt ein zugeschärftes Holzstück auf, das den Luftwiderstand vermindern soll. Vier starke Holzstreben tragen das Boot. Wo die Flügelverspannungen angreifen sollen, war an der ausgestellten Maschine (der, wie erwähnt, die Flügel fehlten) nicht zu erkennen. Der Gnomemotor ist nicht wie sonst bei Eindeckern doppelt gelagert und mehr oder weniger vollkommen eingekleidet, sondern er liegt einseitig gelagert ganz frei vor dem Boot und treibt eine zweiflügelige Schraube von veränderlicher Steigung. Hinter dem Motor ist das Boot durch ein senkrechtes Blech abgeschlossen, an Stelle des sonst vorhandenen schrägen Bleches. Der Führer sitzt so tief, daß er gerade nur über die vor ihm befindliche Haube hinübersieht. Die Steuer sind wie bei den anderen Blériot-Eindeckern, nur fehlt die charakteristische »Glocke« und statt dessen greifen die Steuerkabel direkt an dem Hebel an. Der ganze Vorder- teil des Bootes bis zum Führersitz ist nicht mit Stoff, sondern mit Aluminiumblech verkleidet. (Siehe Tafel I Heft 1 Fig. 22.)

Besonderes Aufsehen erregte natürlich die auf dem Stande der Propellerfabrik Romanoff ausgestellte »Luft-Limousine«, die Blériot für den bekannten Sportmäcen Deutsch de la Meurthe gebaut hat (Fig. 1 bis 3 Tafel II). Der interessanteste Teil dieses Flugzeugs ist natürlich die geschlossene Kabine, die ganz aus Fournier besteht und in ihrem Innern vier bequeme Sitze birgt, deren Polsterung mit Luft aufgepumpt wird. Die Kabine ist vorn nicht zugespitzt, dafür befindet sich in einiger Entfernung vor ihr ein kleiner Kegel aus Zelluloid, der die Luft so ablenken soll, daß der Luftwiderstand nicht zu groß ausfällt. Daß diese Einrichtung sehr vollkommen funktioniert, scheint nicht gerade

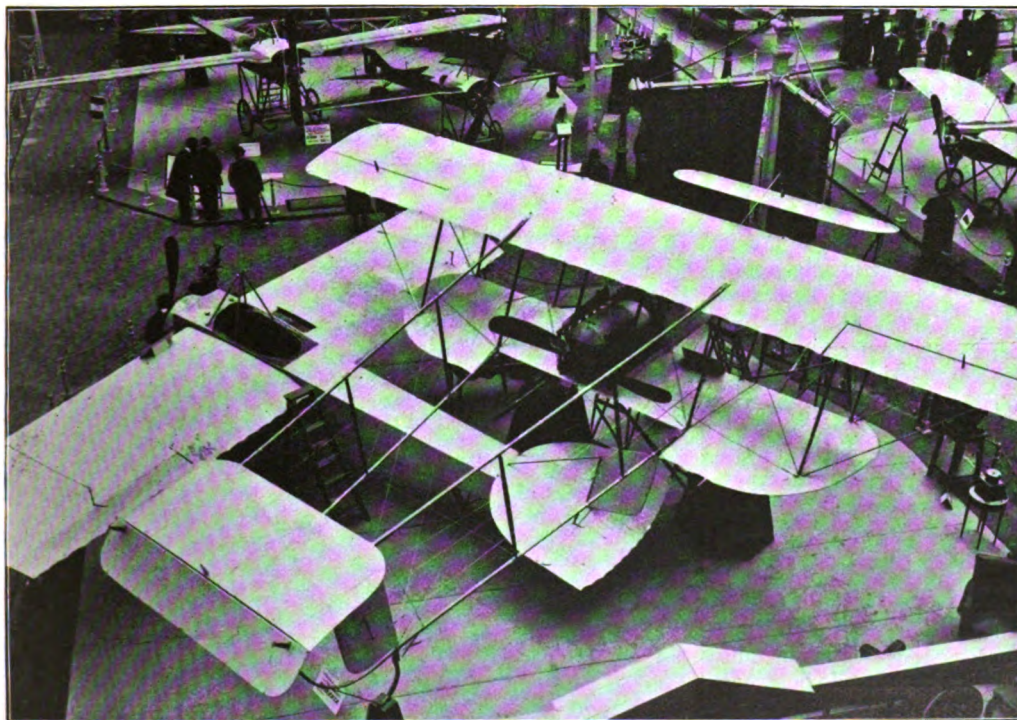


Fig. 21. Stand von H. Farman.

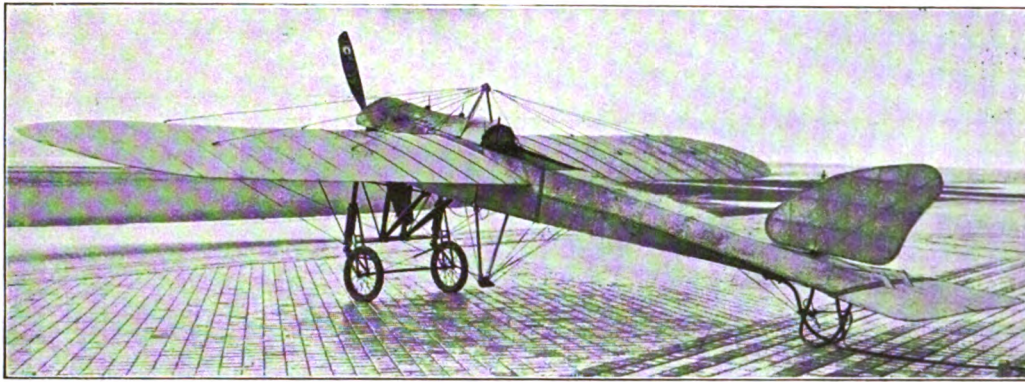


Fig. 22. Eindecker Blériot, Renntyp.

wahrscheinlich, um so weniger als auch hinten die Zuspitzung durch eine kleine Pyramide mit konkaven Flächen sehr mangelhaft ist. Vor der Kabine ist der Führersitz mit der gewöhnlichen Steuereinrichtung von Blériot; ein Sprachrohr dient zur Verständigung des Führers mit den Insassen.

Bemerkenswert erscheint es, daß Blériot an dieser Maschine trotz des bedeutenden Gewichts von ca. 700 kg das Versteifungsgerüst unter den Flügeln, das er bei dem älteren »Omnibus« (s. Zeitschr. f. Flugt. u. Mot. 1911, S. 91) für notwendig erachtete, fortgelassen hat, und nur sechs Kabel von je 6 mm Dicke zum Halten jedes Flügels verwendet. Auch die Hilfsflügel sind fortgelassen, und wie bei den kleineren Typen erfolgt die Schrägsteuerung durch Verwindung der Tragflächen. Der das Flugzeug antreibende 100 PS-Gnomemotor liegt hinter der Kabine in Höhe des Tragdecks und treibt in direkter Kupplung einen Rotmanoff-Propeller von 2,85 m Durchmesser (siehe auch Tafel I Fig. 13).

»Canard« Besson.

Nach den Erfolgen des Voisinischen Wasserflugzeugs »Canard« (Heft 1, S. 7) sind die schwanzlosen Flugzeuge, die in England schon seit langem ziemlich verbreitet sind, auch in Frankreich aufgekommen. Einen solchen schwanzlosen Eindecker stellt Besson aus (Taf. II, Fig. 4—7). Der Apparat ist ganz aus Stahl gebaut und macht einen recht günstigen Eindruck. Der Führersitz ist unter den Flügeln, so daß der Führer eine allseitige freie Aussicht hat. Hinter ihm befinden sich zwei vertikale Flächen, wie sie bei schwanzlosen Flugzeugen zur Erhaltung der seitlichen Stabilität notwendig sind. Das Fahrgestell besteht aus zwei Kufen und zwei Rädern auf gemeinsamer Achse, die in Gummiringen hängt und axial durch Stahlfedern abgefedert ist. In das Flugzeug ist ein deutscher Aviatik-(Argus)-Motor von 70 PS mit Windhoff-Kühler eingebaut (Tafel II Fig. 4 bis 7).

Morane-Saulnier,

die sich vor kurzem von ihrem bisherigen Mitarbeiter Borel getrennt haben, stellen gleichfalls vier Flugzeuge (davon nur eines mit Flügeln) aus. Alle vier Maschinen zeigen bedeutende Änderungen gegenüber dem bekannten Typ von Morane-Borel-Saulnier. (Tafel II Fig. 8 bis 10.)

An dem Rennapparat, dem einzigen vollständigen Apparat, fällt vor allem das äußerst einfache, aus flachen Stahlrohren bestehende Fahrgestell durch den vollständigen Mangel irgendwelcher Federung auf. Die beiden Räder stehen etwas schräg, was angeblich den Stoß vermindern soll. Jedenfalls werden wohl nur sehr geschickte Piloten ohne Schaden mit diesem Flugzeug landen können. Die Flügel sind vorn durch zwei doppelte Kabel, hinten durch drei doppelte Drähte verspannt, die einfach um die Flügelholme herumgeschlungen sind. Die Spannschlösser scheinen im Verhältnis zu den Kabeln etwas schwach. Der Führersitz liegt wie bei Blériot sehr niedrig, fast am Boden des Bootes. Das seiner ganzen Länge nach bespannte Boot endet nicht mehr wie früher stumpf, sondern läuft in eine horizontale Kante aus. Der aus zwei Teilen bestehende Schwanz ist nicht tragend und leicht abnehmbar, da er nur durch zwei Stahlrohrholme gehalten wird. An ihn schließt sich rechts und links je eine Höhensteuerfläche wie beim alten Blériot-

Typ. Alle diese Flächen sind genügend stark ausgeführt, um sich ohne jede Verspannung selbst tragen zu können. Zwischen den beiden Hälften der Schwanzfläche liegt das ganz aus Stahlrohr bestehende Seitensteuer. Die Steuerung ist wie bei Blériot, doch ohne die »Glocke«. Angetrieben wird das Flugzeug von einem 50 PS-Gnomemotor.

Der mit dem neuen 30 PS-Anzani-Motor (Zylinder in Y) ausgerüstete Schulapparat unterscheidet sich durch das besonders starke Fahrgestell mit zwei langen Kufen und zwei Räderpaaren in der Anordnung von Zeus¹⁾. Jede Kufe ist mit dem Boot durch drei starke Streben verbunden, die Kufen unter sich durch ein Stahlrohr (vorn) und zwei hölzerne Querstreben. Diese Querstreben knapp über dem Boden sind bei stark unebenem Terrain immerhin nicht ganz unbedenklich.

Der zweiseitige Militär-Eindecker ist ganz so gebaut wie der Schulapparat, nur ist das Fahrgestell weniger stark, und die Spitzen der Kufen fehlen. Diese stumpf endigenden Kufen dürften bei steilen Landungen selbst für gute Flieger die Gefahr des Überschlagens stark vermehren, und die Fortlassung der Spitzen erscheint deshalb in Anbetracht der unbedeutenden Ersparnis an Gewicht und Luftwiderstand nicht gerechtfertigt.

Daneben ist noch ein unvollständiger Eindecker mit ganz aus Stahlblech gepreßtem Rumpf ausgestellt — die neueste Konstruktion von Morane. Der Rumpf ist vorn rund und läuft hinten in eine horizontale Kante aus, an der die Schwanz- und Steuerflächen (von gleicher Gestalt wie bei den anderen Apparaten aber ganz aus Stahlrohr) befestigt sind. Vorn liegt ganz eingeschlossen der 100 PS-Gnomemotor; er erhält die Kühlluft vorn durch sechs Löcher und gibt sie hinten durch zwei verkleidete Öffnungen ab. Für jeden der beiden Flieger ist eine besondere Öffnung in dem Stahlrumpf vorgesehen, zwei kleine Fenster dienen zur Verbesserung der Aussicht. Von den Flügeln, deren Gerüst ganz aus Stahlrohr geschweißt ist, ist nur ein kleines Stück vorhanden, an dem man erkennen kann, wie elastisch die Konstruktion ist; das Profil mit dem starken vorderen Wulst dürfte aber kaum günstig sein. Das Fahrgestell, natürlich auch ganz aus Stahlrohr, ist ähnlich wie beim Rennapparat, nur etwas stärker. Der Rumpf macht im ganzen einen sehr soliden Eindruck, und man kann von ihm wohl gute Resultate erwarten — wenn nicht das Gewicht, über das nichts Sicheres zu erfahren war, sich doch als zu hoch erweist. (Fig. 20.)

¹⁾ Diese Anordnung wird später an Hand einer Zeichnung beschrieben werden.



Fig. 23. Blériot-Renntyp von vorn gesehen.

Sotinel, Guérin und Corneloup.

Dieses Flugzeug ist wegen der Einrichtung zur Erhaltung der Querstabilität bemerkenswert. Die Flügel sind auf einer über dem Boot in der Flugrichtung liegenden Achse (A) drehbar. Außen an den Flügeln sitzen Hilfsflügel, die um eine quer zur Flugrichtung liegende Achse (B) drehbar sind. Die Achsen B in den Flügeln tragen am inneren Ende Hebel (M), die mittels Zapfen O und Laschen N am Bootskörper angelenkt sind. Mit den Holmen der Flügel sind die Vorspannungsstreben (D, E) fest verbunden. Neigen sich nun die Flügel, so werden dabei die Hilfsflügel gedreht, und zwar hebt sich die Vorderkante des Hilfsflügels (Fig. 11) auf der Seite, auf welcher sich der Hauptflügel neigt. Dadurch wird diese Seite wieder aufgerichtet. Bei den Flügen in Juvisy soll diese automatische Quersteuerung sehr gut funktioniert haben, auch beim Kurvenflug, wobei sich das Flugzeug selbständig schräg stellt. (Tafel II Fig. 11 bis 14.)

de Marçay-Moonen.

Bekanntlich wird namentlich für Militärflugzeuge großer Wert auf eine Einrichtung gelegt, die es gestattet, die Flügel schnell und in einfacher Weise zusammenzulegen, so daß das Flugzeug wenig Raum in der Breite einnimmt und bequem transportiert werden kann, oder noch besser sich mit eigener Kraft fortbewegt. Bei den bisherigen Militär-Flugzeugen ist diese Aufgabe am besten beim Bréguet-Zweidecker gelöst und für Zweidecker dürfte kaum eine bessere Konstruktion zu finden sein. Eine sehr gute Lösung für Eindecker ist die Konstruktion von Moonen (Tafel II Fig. 15 bis 19). Hierbei sind die Flügel auf zwei seitlich und schräg zum Boot angeordneten Masten (A) schwenkbar. Die Masten stehen unten näher zusammen und sind sowohl nach hinten als nach außen geneigt. Dadurch wird erreicht, einmal daß die Flügel das Bestreben haben, sich nach hinten zusammenzulegen und zweitens eine Verringerung des Anstellwinkels. Durch starke Zugseile (Z), die vorn und hinten am Boot über Rollen (R) geführt sind, können durch Drehen eines Handrades (H) die Flügel vom Führersitz aus nach hinten geklappt werden. Durch Umstellen einer Kupplung am Handrad wird erreicht, daß sich das eine Zugseil (Z) aufrollt, das der andern Seite abrollt, d. h. die Flügel werden schräg zur Längsachse des Flugzeugs gestellt, wobei sich der Anstellwinkel des Flügels, welcher nach vorn schwenkt, vergrößert, der Anstellwinkel des nach hinten schwenkenden Flügels aber vermindert. Hierdurch kann also wie durch Verwindung der Flügel die Quersteuerung erreicht werden. Ob diese Art der Quersteuerung besser wirkt als Verwindung, muß bezweifelt werden. Außerdem dürfte die Verdrehung der ganzen Flügel mehr Kraft erfordern als die Verwindung. Zu beachten ist auch, daß von den Zugseilen (Z) ausschließlich die Festigkeit der Flügel abhängt. Die Frage der Zusammenlegbarkeit der Flügel dürfte schon in nächster Zukunft größere Bedeutung erlangen und von diesem Standpunkt aus ist die Anregung, welche durch diese neue Lösung der Aufgabe gegeben ist, zu begrüßen.

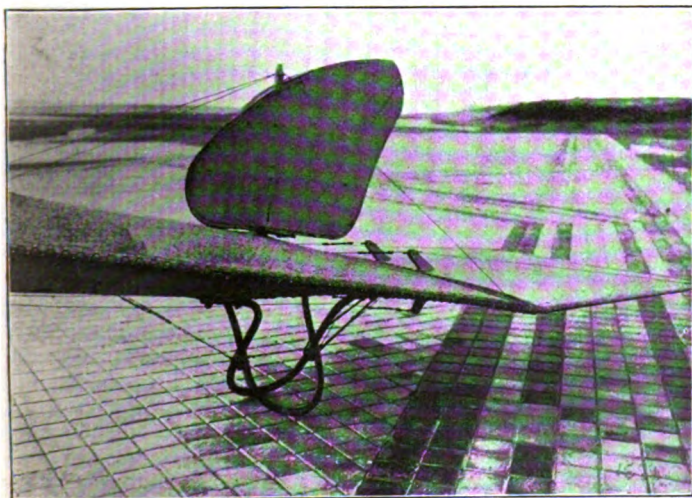


Fig. 24. Blériot-Renntyp, Schwanzflächen und Steuer.



Fig. 25. Eindecker Deperdussin.

Im übrigen ist die Anordnung der Hauptorgane der Höhen- und Seitensteuer etc. und ihre Bedienung die übliche.
(Fortsetzung folgt.)

Der Wettbewerb für Tragflächenträger in Wien.

Von Ing. Camillo Haffner-Holborn.

Der K. K. österreichische flugtechnische Verein veranstaltete einen Tragflächenträgerwettbewerb, offen für österreichische Staatsbürger, der im Dezember 1911 zur Austragung gelangte. Als Preise werden Diplome, sowie 900 K. Geldpreise verliehen. Interessant sind die Prüfungsvorschriften, die das erstmalig aufgestellt wurden, daher noch sehr akademisch gehalten sind. Im großen und ganzen sind diese Vorschriften nicht schlecht, nur müßte auf die Praxis, in der doch die Flächenträger verwendet werden sollen, mehr Rücksicht genommen werden. Der wichtigste Punkt der Propositionen ist:

Die Bewertung der Träger erfolgt nach der Beziehung:

$$\frac{\text{Tragfähigkeit}}{\text{Eigengewicht}} = \text{Maximum,}$$

wobei die Tragfähigkeit mindestens 140 kg betragen soll.

Der Preisbewerber ist durch diese Verfügung gezwungen, ein Baumaterial zu verwenden, das den größten Wert von Festigkeit aufweist, dieses Material ist weder Stahl noch spez. Gewicht Elektron, noch Duralumin oder wie alle neuen Leichtmetalle heißen mögen, sondern es ist Holz. Wright, der gewiegte Praktiker, wußte wohl, weshalb er sagte »Steel is better than aluminium and wood is better than steel«. Holz hält noch immer den Standard im Flugzeugbau, obwohl es seine Unzuverlässigkeit, bedingt durch seine Struktur, zu einem minder wertvollen Material herabdrückt. Wer viel Holzproben gearbeitet hat, kann nur das eine bestätigen, daß Holz als gefährliches Material vom Flugzeugbau ausgeschaltet gehört trotz seiner guten Eigenschaften. Die Veranstalter haben diese Erkenntnis bewußt, vielleicht auch unbewußt in den Propositionen durch den Zusatz bei der Tragfähigkeit verwertet:

Als Tragfähigkeit eines Trägers gilt die Bruchlast, d. h. jene in Kilogramm ausgedrückte, lotrecht wirkende

Last, bei welcher ein sichtbares Zeichen der Zerstörung des Trägers eintritt.

Sollte sich jedoch der Träger vor Eintritt eines sichtbaren Zeichens der Zerstörung am äußersten freien Trägerende um 400 mm durchbiegen, so gilt die hierfür notwendige Last als »Tragfähigkeit«.

Ein Holzträger ist dem Durchbiegen viel mehr ausgesetzt als ein Metallträger, er wird also die 400 mm-Grenze

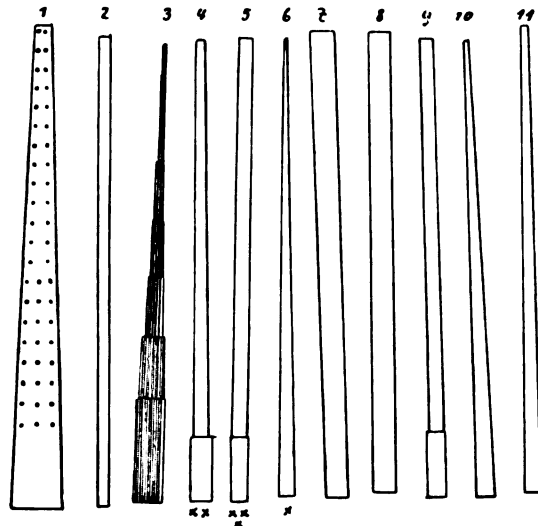


Fig. 1. Oberansicht.

× 1. Preis, ×× 2. Preis, ××× 3. Preis.

viel früher erreichen als ein Stahlträger. Dies wäre im Grunde genommen richtig, doch wird der findige Konstrukteur die Biegemomente seines Holzträgers durch geeignete Drahtverspannungen aufheben; der Träger wird dadurch nach den Propositionen besser, für die Praxis aber verschlechtert jede Drahtspannung eine Konstruktion. Wenn man einer soliden Metallkonstruktion, die als Flächenträger die meiste Aussicht hat, wegen seines höheren Gewichts etwas vorgeben will und dabei nicht ungerecht vorgehen will, so unterziehe man den zu prüfenden Träger der sog. »Rüttelprobe«. Der Träger wird in eine Maschine gespannt, die genau dieselben stoßweisen, wechselnden Belastungen, denen ein Flächenträger im Wind ausgesetzt ist, ausführt, eine Holzkonstruktion erleidet dadurch eine solche Einbuße an Festigkeit, daß sie bei der darauf folgenden Druckbelastungsprüfung weit hinter der sonst erreichbaren Belastung bleibt, während der Metallträger wenig Abfall zeigt. Eine merkwürdige, äußerst dunkle Bestimmung ist nachfolgende:

Träger, welche ohne zu brechen nach erfolgter Entlastung am äußersten freien Trägerende eine bleibende Durchbiegung von 200 mm zeigen, scheiden aus dem Wettbewerbe aus. Soll diese dazu sein, um einem etwa trotz aller Hindernisse preisberechtigten Metallträger den Garaus zu machen, denn Metalle haben die Elastizitätsgrenze relativ viel niedriger als Hölzer, ausgenommen besonders behandelter Federstahl, oder will man gewaltsam elastische Träger züchten? Den Freunden elastischer Träger erlaube ich mir das Studium der Abhandlung Lanchesters über vibrierende Platten anzuraten, damit sie sehen, welch gewaltige Massen von Vortriebsarbeit diese absorbieren. Die Veranstalter haben diese Verfügung in der Erkenntnis ihrer Schädlichkeit zurückgezogen, denn es kann vorkommen, daß ein Träger, der 1000 kg getragen und nicht knickte, 200 mm Biegung zeigt, daher ausscheidet, während ein Träger mit 500 kg Bruchlast preisberechtigt ist, da er unter der 200 mm-Grenze blieb. Nachfolgend die Durchführungsbestimmungen:

Als Eigengewicht des Trägers gilt das in Kilogramm ausgedrückte Gewicht des »freien Trägerteiles«. Zur Bestimmung des Eigengewichtes wird demnach seitens des K. K. Österreichischen Flugtechnischen Vereines nach erfolgter Erprobung die Einspannlänge von 250 mm vom Träger gänzlich abgetrennt werden.

Die Belastungen werden in gleichen Einzellasten, in gegenseitigen Abständen von je 250 mm über die ganze Trägerlänge aufgebracht werden. Hierbei wirkt die erste Belastung 250 mm von der Einspannstelle entfernt, die letzte am äußersten freien Ende.

Die Einspannlänge hat 250 mm zu betragen, so daß die freie Trägerlänge gleich 1750 mm ist. Die Träger müssen an der Einspannstelle von vollem, rechteckigem Querschnitt von 100 mm konstanter Höhe und angemessener Breite sein.

Die Richtung der größten Tragfähigkeit muß am Träger selbst seitens des Bewerbers gekennzeichnet sein.

Die Durchbiegung des Trägers wird in der Richtung der Lotrechten bei horizontaler Lage der Einspannstelle gemessen. Hierbei gilt als Anfangslage (Nullpunkt) der Messung die Mitte der Konstruktionshöhe am äußersten freien Trägerende im unbelasteten Zustande.

Sollte der Träger derart konstruiert sein, daß seine Tragfähigkeit in der lotrechten Hauptebene nach auf- und abwärts verschieden ist, so wird der Träger zunächst in der Richtung der geringeren Tragfähigkeit mit seinem fünffachen, einschließlich der Einspannlänge ermittelten Gewichte belastet und darf hierbei keine bleibende Deformation zeigen.

Die Bestimmungen über Form und Maße:

Die zu prüfenden Träger müssen gerade sein und eine Gesamtlänge von 2000 mm besitzen. Ihre Konstruktionshöhe muß an der Einspannstelle 100 mm betragen und darf dieses Maß an keiner Stelle durch Zubauten überschritten werden. Sämtliche andere Maße, sowie die Form und das Konstruktionsmaterial sind den Bewerbern freigegeben.

Die Träger müssen gerade sein? Heißt das, sie sollen parallele Ober- und Untergurte besitzen oder nur eines von beiden, während der andere, wie es bei Freitragern üblich ist, eine Dreiecksseite des Trägers bildet? Die Trägerlänge von 2000 mm ist zwar bequem herzustellen und noch bequemer zu prüfen als einer in natürlicher Größe von ca. 5 m, aber ein Träger von 2 m zeigt ein viel günstigeres Verhalten als ein größerer in Bezug auf die Reaktionsmomente, und dann gibt es Baustoffe, besonders dauerhafte Hölzer, die nicht länger als 2 m im Handel erhältlich sind. Wie stelle ich dann einen 5 m langen für ein Flugzeug her?

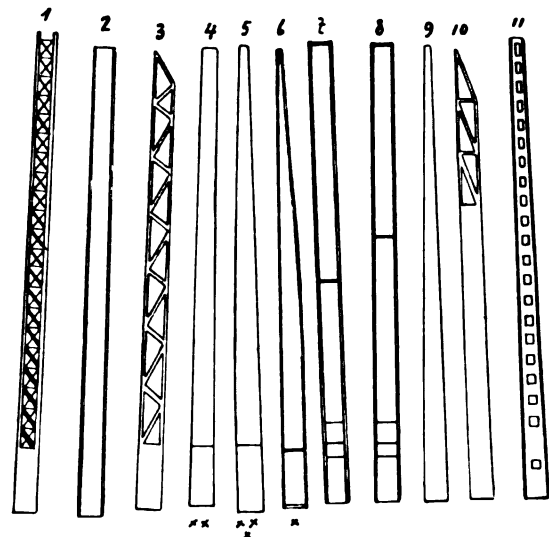


Fig. 2. Seitenansicht.

Die beste Verfügung ist entschieden die, daß die Trägerhöhe nur 100 mm betragen darf. Der Luftwiderstand eines Flugzeuges besteht zum Großteil aus dem Stirnwiderstand der Tragfläche, und so war es möglich, daß der Nieuportapparat, als die Flächendicke durch Einführung eines neuen Trägers um die Hälfte reduziert wurde, mit einem 70 PS-Gnomemotor beinahe doppelt so schnell flog, als vorher mit einem 100 PS Gnomemotor. Darum muß die Trägerhöhe reduziert werden und der Konstrukteur, der einen Träger mit gleicher Tragfähigkeit aber halber Höhe herausbringt, dem gebührt der Preis. Einige Kilogramm mehr schaden weniger

aber jeder Quadratcentimeter Widerstandsfläche kostet Motor-
kraft, die besser in Geschwindigkeit umgesetzt wird. Ge-
schwindigkeit ist nicht nur Selbstzweck, sondern sie be-
deutet Tragfähigkeit und Stabilität.

Ein Punkt, der nicht in den Propositionen zu finden ist,
ist die Preisfrage. Was nützt der bestkonstruierteste Träger
der Industrie, wenn derselbe zu teuer ist? Daher schlage ich
folgende Wertungsformel für Tragflächenträger vor:

Tragkraft in kg

Gewicht in kg \times Traghöhe in cm \times Preis in Kr., Mk., Frs. etc.
= Max.

wobei der Herstellungspreis von Fachleuten zu schätzen wäre.
Der Ausgang dieser Konkurrenz liegt nach meinen rechneri-
schen Erwägungen nur zwischen Holzträger in Gitter-, Doppel-
T- oder Kastenform.

Betrachten wir die eingesandten Träger dieser Kon-
kurrenz. Der erste Träger besitzt gleiche Höhe und hat trapez-
förmigen Grundriß. Er ist als Holzfachwerksträger aus-
gebildet und nur in der Vertikalen sind Stahlschrauben an-
geordnet, wodurch der Konstrukteur gehindert war, Ober-
und Untergurt in die größtmögliche Entfernung zu rücken.
Der zweite besteht aus Holz und hat Kastenform; Ober- und
Untergurt ragen etwas vor und sind mit einem Schraubenzug
verspannt. Der dritte ist ein Holzfachwerksträger, durch
Verleimung einzelner Brettchen hergestellt. Beim vierten
nimmt Höhe und Breite mäßig gegen vorn ab; er ist aus
Papier, in das Streifen von Stahlblech und Draht eingelegt
sind, gebildet. Der Querschnitt stellt eine sanft gedrückte
Ellipse dar. Die Träger 5 und 9 sind Kastenträger aus Holz.
Der sechste ist ebenfalls ein Holzträger, der nach dem Prinzip
der gleichen Belastung aller Schichten gebaut ist. 7 und 8
sind Holzträger aus Esche und Fichte in Doppel-T-Form,
durch Verschraubung zusammengehalten. 10 und 11 sind
aus Stahlblech durch autogene Schweißung zusammen-
gesetzte Träger.

Wie voraussichtlich fielen die Preise Holzträgern zu, nur
schob sich der Papierstahlträger zwischen zwei Holzträger
auf den zweiten Platz, was ganz und gar nicht voraussicht-
lich war. Die Lehren dieser Konkurrenz sind nicht allzu
hoch zu veranschlagen, denn daß Holz in Traversenform
siegen mußte, war nicht zweifelhaft, merkwürdige Konstruk-
tionen waren nicht zu sehen, da man sich nur von privater
Seite beteiligte. Die größeren Firmen hatten an den kleinen
Preisen kein Interesse und beteiligten sich nicht.

Den ersten Preis erhielt der in den Figuren mit \times be-
zeichnete Träger Nr. 6, den zweiten der mit $\times \times$ Nr. 4, den
dritten $\times \times \times$ Nr. 5.

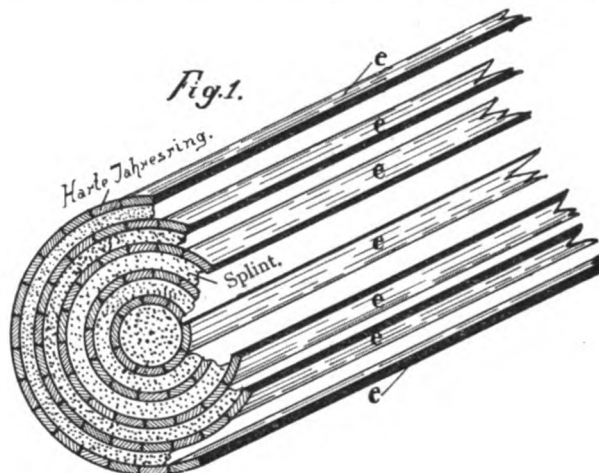
Holzbandröhren, ein neues Baumaterial für Luftfahrzeuge.

Im Anschluß an obigen Bericht sei auf die neuen Holz-
bandröhren der Firma Mutter & Leiber in Görwihl
(Baden) aufmerksam gemacht. Leider hat auch diese Firma
es unterlassen, an dem Tragflächenwettbewerb teilzunehmen.
Die Holzbandröhren, System Mutter (D. R. P. und Aus-
landspatente) stellen ein neues ideales Baumaterial, nament-
lich für Luftfahrzeuge und andere Verwendungszwecke, bei
welchen es sich um hohe Festigkeiten bei geringem Gewicht
handelt, dar.

Die Art der Gewinnung des Rohmaterials und die Art
der Herstellung, die nachstehend kurz beschrieben werden
sollen, lassen diese hohe Festigkeit auch natürlich erscheinen.

Holz ist bekanntlich kein gleichmäßiges Material, son-
dern besteht aus festen, härteren und weniger festen, weichen
bis schwammigen Fasern. Bei dem Querschnitt durch einen
Stamm kann man diese verschiedenen Fasern deutlich er-
kennen durch die bekannte, »Jahresringe« benannte Schichtung.
Die in der Farbe dunkleren Ringe sind die festen Bestandteile
des Holzes. Die dazwischen liegenden helleren Streifen sind
die weniger festen weichen Schichten, der sog. Splint und
das Mark. Bei der Herstellung von Brettern und Furnieren
in der üblichen Art wird nun der Baumstamm quer zu der
Schichtung der Jahresringe in Bretter oder Furniere zer-

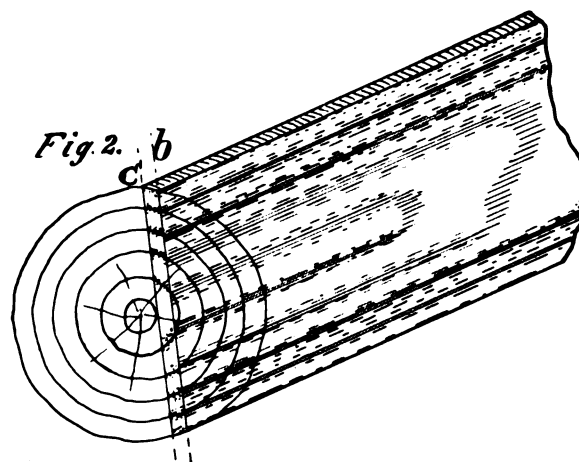
sägt oder geschnitten. Das so gewonnene Material enthält
also abwechselnd die harten und weichen Schichten bzw.
Fasern des Holzes. Der weiche Splint hat außer der geringen
Festigkeit noch die unangenehme Eigenschaft, hygroskopisch
zu sein. Das als »Arbeiten« des Holzes bezeichnete Krüm-
men und Springen der Bretter und sonstigen Holzteile ist im
wesentlichen auf diese Eigenschaft der Splintschichten zurück-



Gewinnung der Holzblätter (Spalten und Schalen). e Jahresringe.

zuführen. Die Splintschichten des Holzes sind es auch, die
unter atmosphärischen Einflüssen besonders leiden und zuerst
zerstört werden. Ferner sind es auch gerade die Splintschichten,
die von den verschiedenen Bohrkäfern, niederen Tieren und
sonstigen Organismen angegriffen werden.

Ein Holzmaterial, aus dem die Splintschichten beseitigt
sind, ist demnach nach jeder Richtung hin bedeutend wider-
standsfähiger als ein Holz mit Splint, und dies ist bei den
Holzbandröhren, System Mutter, der Fall. Die Bänder,
aus denen die Holzröhren gewickelt werden, bestehen nämlich
nur aus den Jahresringen, die von dem Stamm abgespalten
werden. Der weiche Splint ist Abfall. Dadurch, daß die
Holzbandstreifen abgespalten werden, das Holz aber nicht
gesägt wird, wird auch noch der große Vorteil erreicht, daß
die Holzfasern nicht zerschnitten werden, und in Richtung
der Faser hat das Holz bekanntlich die größte Festig-



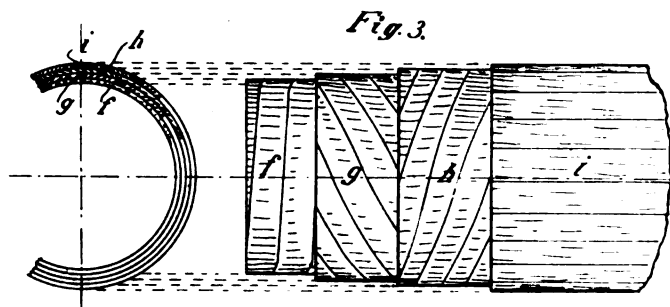
Herstellung von Furnieren (Schneiden).

keit. Furniere, die durch Schneiden oder Sägen gewonnen
werden, sind dagegen immer kurzfasernig und schon dadurch
verhältnismäßig brüchig. Es sei bemerkt, daß die Festigkeit
der durch Spalten gewonnenen Holzbandstreifen gegenüber
den durch Sägen hergestellten Furnieren sich wie 45 : 13
verhält, d. h. also die Holzbandstreifen sind mehr als
dreimal so fest.

Aus Fig. 3 ist der Zusammenbau eines gewöhnlichen
Holzbandrohres zu ersehen; f ist die erste einfach gewickelte
Lage, die dem Rohr die Form gibt; g und h sind entgegen-

gesetzt steil gewundene Holzbandlagen, die Torsionskräfte aufnehmen. Die Lage *i* ist die Decklage, diese nimmt bei Biegung des Rohres Zug- und Druckkräfte auf. Die Lagen untereinander sind durch Leim etc. miteinander dauernd zu einem Ganzen verbunden.

Die Röhren werden dem jeweiligen Zweck entsprechend speziell gewickelt hergestellt und wiederholen sich die Lagen



Herstellung des Holzbandrohres. *f, g, h, i* einzelne Holzbandlagen.

oft mehrere Male in einem Rohre je nach der verlangten Festigkeit. Die Röhren werden dem Zweck entsprechend rund, oval, konisch etc. hergestellt, auch liegen oft in einem einzelnen Rohr mehrere zusammengepreßte kleinere Rohre, so daß eine Art Steg in den Rohren entstehen, die zur Festigkeit der Röhren ganz besonders beitragen. Im Bedarfsfalle können in das Rohr Holzklötze eingeleimt werden, so daß dasselbe an einigen Stellen massiv ist, z. B. für Holzschrauben.

Bei dem beschriebenen System werden die Röhren, U-förmige Stäbe etc., die ebenfalls nach diesem Verfahren hergestellt werden, am denkbar leichtesten bei größter Festigkeit und stehen absolut keinem andern Materiale in bezug

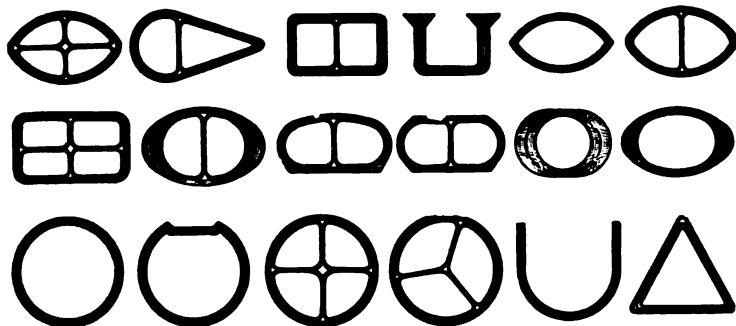


Fig. 4. Verschiedene Profile von Holzbandröhren.

auf Festigkeit, bezogen auf das Gewicht, nach, sondern übertreffen diese bei weitem.

Sollen mehrere Röhren zur Konstruktion zusammengebaut werden, so kann dies mittels Rohrverbindungen aus Stahl oder anderen Metallen geschehen. Es können aber auch die einzelnen Holzrohre mittels Holzbandes verbunden werden. Diese Verbindung ist allerdings nicht lösbar. A. V.

Militärflugschau.

1. Deutschland.

Die deutsche Marine-Aviatik ist organisiert worden, als Leiter der Marineflugabteilung ist Kapitänleutnant Hering bestimmt, dem Oberingenieur Löw und Baumeister Coulmann zugeteilt sind. Hauptstation des Marineflugwesens bleibt vorläufig Danzig.

Das erste vom Reichsmarineamt bestellte Flugzeug, ein Albatros-Zweidecker, wurde nach Erledigung der Abnahmebedingungen von einer hierzu bestimmten Marinekommission abgenommen.

Außer den Flugzeugen Albatros und Rumpler werden jetzt auch die Flugzeuge von Dornier, Euler und Harlan als Militär-Flugzeuge eingeführt. Jedem dieser Konstrukteure sind je zwei Flugzeuge bestellt worden, Albatros und Rumpler.

2. Österreich.

Leutnant Banfield und Oberleutnant Eyb wurden zu Feldpiloten ernannt. Nunmehr verfügt die Armee über sieben Militär-

feldpiloten (Rittmeister v. Umlauff, Oberleutnants Müller, Blaschke, Bier, Stolsanzli) und vier Zivilfeldpiloten (Baron Economeo, Rat Flesch, Ingenieur Warchalowski und Meister Illner).

In Wiener Neustadt wurde der zweite österreichische Marine-Flugapparat, ein Zweidecker des Systems Lohner-Daimler, ausprobiert, die Probeflüge gelangen gut.

3. Frankreich.

Wiederum hat die französische Militäraviatik in ihren Reihen zwei Todesopfer zu beklagen.

Leutnant der Reserve Loder, der mit Leutnant Benda als Begleiter bei einem Übungsflug in St. Cyr am 6. Mai 1911 abstürzte und schwer verletzt wurde, während sein Begleiter unverletzt blieb ist am 7. Dezember nach einem qualvollen Siechtum seinen Verletzungen erlegen.

Am 13. Dezember 1911 verunglückte Leutnant Lantheaume bei einem Erkundungsflug bei Melun tödlich. Der Husarenleutnant Lussigny stürzte bei Buc am 12. Dezember 1911 so unglücklich, daß an seinem Aufkommen gezweifelt wird.

Die Militäraviatik Frankreichs hat im ganzen bereits zwölf Offiziere durch Todesstürze verloren (Kapitäns: Ferber, Madiot, Taron, de Camine; Leutnants: de Ceunout, Byasson, Princetau, Truchon, de Grailly, Chautard, Loder, Lantheaume).

Das Kriegsministerium hat beschlossen, die bisherige Militärpilotenprüfung, die drei Überlandflüge von 100 km verlangt, noch zu erschweren. Und zwar sollen künftig die Militärpiloten bei Benutzung einsitziger Apparate drei Flüge von je 150 km, bei Benutzung zweisitziger Apparate drei Flüge von je 120 km Länge ausführen.

Die Hälfte jedes Fluges muß mindestens in 500 m Höhe zurückgelegt werden.

Die neue Militär-Aviations-Zentrale in Pau ist eröffnet und Kapitän Casse unterstellt. Abweichend von den übrigen Militärflugfeldern ist hier eine besondere Schienenstrecke zur Messung des Luftwiderstandes der verschiedenen Apparate angelegt.

Die Zentrale liegt neben der dort schon vorhandenen Blériot-Schule. Die Gesamtfläche des militärischen Flugfeldes beträgt 118 ha, die Anlagekosten sind auf 800 000 M. veranschlagt.

Neben den Schuppen ist noch eine Kaserne zur Aufnahme von 100 Mann errichtet.

Weitere Zentralen sind bei Lyon und Toul beabsichtigt, während von der Errichtung einer Zentrale bei Sissonne endgültig Abstand genommen ist.

Durch eine Sammlung der »Petite-Gironde« wurden die Mittel zum Ankauf eines für die Heeresverwaltung als Geschenk bestimmten Blériots-Apparates aufgebracht. Das Kriegsministerium hat die Heeresverwaltung zur Annahme dieses Geschenkes ermächtigt.

Mehrere Offiziere erhielten vom Kriegsministerium den Befehl, an der Ostgrenze entlang ausgedehnte mehrtägige Überlandflüge auszuführen.

Um das Andenken des ersten französischen Flugzeugkonstrukteurs, Ader, zu ehren, hat die Inspektion für Luftfahrt bestimmt, daß Militärflugzeuge in Zukunft offiziell als »Avions« (so hieß der Anfang der 90er Jahre von Ader für das Kriegsministerium konstruierte fledermausartige Eindecker) zu bezeichnen sind.

Leutnant von den Vaero ist beauftragt, sich mit vier Eindeckern nach Marokko zu begeben, um den zwischen Tanger und Fez eingerichteten aviatischen Verbindungsdienst zu leiten.

In Biskra in Algerien wird eine Fliegerschule eingerichtet, hier sollen zunächst Offiziere des algerischen Armeekorps ausgebildet werden, nebenbei soll auch die Einwirkung des afrikanischen Klimas auf die Flugzeuge beobachtet werden.

Die Zulagen der Militärfieger dürften bald erhöht werden.

4. England.

Nach einem vom Unterstaatssekretär im Unterhaus erstatteten Bericht plant die Regierung, den Militärfliegern, die das Pilotenzeugnis erworben haben, eine Entschädigung von 50 Pfund zu bewilligen. Außerdem sollen die als Lehrer verwendeten Piloten noch eine besondere Zulage erhalten.

Der Flugzeugpark der Armee besteht aus sieben Zweideckern und vier Eindeckern.

Eine offizielle Militärkommission, bestehend aus den Kapitänen Fulton, Sykes, Barrington und Kennet war nach Reims kommandiert, um dem französischen Militärflugzeug-Wettbewerb beizuwohnen. Der unermüdliche Konstrukteur Cody hat die Erlaubnis erhalten, auf dem Truppenübungsplatz von Laffams Plain eine Fliegerschule für Offiziere zu errichten.

Auf dem Flugplatz Hendon bei London fanden Wurfversuche mit 50 kg schweren Bomben gegen horizontale Zielscheiben, die das Deck von Kriegsschiffen darstellen sollten, statt.

5. Italien.

Die italienischen Militärpiloten, die dem Expeditionskorps zugeteilt wurden, haben bisher mit großem Erfolge am Feldzug teilgenommen.

Fast täglich wurden umfangreiche Erkundungsflüge ausgeführt, die, wie bestimmt verlautet, den Oberführer General Caneva wesentlich unterstützt und mehrfach zu Änderungen seiner Dispositionen veranlaßt haben.

Der italienisch-türkische Feldzug gab zum ersten Male Gelegenheit zur Verwendung des Flugzeugs als Waffe. Doch darf man die Berichte über die Wirkung der Melinitbomben wohl solange anzweifeln als nicht auch von türkischer Seite hierüber Mitteilungen bekannt werden.

Die Zahl der im Felde tätigen Militärpiloten wurde durch Anwerbung einer Reihe italienischer Zivilpiloten auf 24 verstärkt.

15 Offiziere sind zur Ausbildung als Flieger bei Blériot in Pau eingetroffen. Die türkische Regierung hat deshalb von der Kommandierung ihrer Offiziere ebendorthin Abstand genommen und sie zur Deperdussinsschule kommandiert.

Auf Veranlassung des Kriegsministeriums hat sich eine aus sechs Parlamentsmitgliedern, vier Armee- und vier Marineoffizieren und zwei Vertretern von Sportgesellschaften bestehende Militärluftführerkommission gebildet für die militärische Anwendung des Flugzeugs.

6. Vereinigte Staaten.

Die Marineaviatik hat große Fortschritte gemacht, ein Curtiß- und ein Wright-Marineflugzeug wurden nach Erledigung der schweren Bestimmungen abgenommen.

Neuerdings wurden erfolgreiche Versuche mit einer neuen Startmethode für Marineflugzeuge vorgenommen. Es handelt sich um ein Gerüst, von dem aus der Apparat ähnlich wie seinerzeit bei der Wrightschen Startvorrichtung in die Luft geschwungen wird.

7. Rumänien.

Hier herrscht gegenwärtig eine ungemein rege militäraviatische Tätigkeit, zahlreiche Offiziere werden in der Militärluftschule in Kitila bei Bukarest sowie in der Privatflugschule des rumänischen Reserveoberleutnants Prinzen Bibesco ausgebildet.

Es wurden zwei in Kitila konstruierte Zweidecker von einer Militärkommission abgenommen.

Eine andere Militärkommission, bestehend aus einem General und zwei Obersten, besichtigte die Blériotschule in Etampes.

Die Anschaffung von 60 Flugzeugen verschiedener Systeme ist beschlossen.

Die Schuppen auf dem Felde in Kitila werden gegenwärtig bedeutend vermehrt. An Preisen für einen Flugzeugwettbewerb stehen dem Kriegsministerium ca. 50 000 M. zur Verfügung.

Das schon seit Jahren erprobte Flugzeug des rumänischen Ingenieurs Vlaicu hat seine Militärtauglichkeit erwiesen.

An den Herbstmanövern nahmen zwei Farman-Zweidecker üblicher Bauart (Leutnant Protopescu und Leutnant Negrescu), ein Farman-Zweidecker Renntyp (Poly Vacas), sowie zwei Blériot-Eindecker (Prinz Bibesco und Leutnant Zorileanu) mit gutem Erfolg teil.

8. Türkei.

Die Heeresverwaltung bestellte in Frankreich fünf Deperdussin-Eindecker. Die hierzu erforderlichen Führer werden in Reims ausgebildet und dann mit den Apparaten auf den Kriegsschauplatz entsandt werden.

Bei Nieuport in Frankreich sind mehrere Eindecker in Auftrag gegeben, die allerschnellsten durch den bekannten Rekordflieger Helen abgeliefert werden sollen.

Die türkische Gesandtschaft in Paris wurde von Konstantinopel aus beauftragt, französische Flieger für die Verwendung in Tripolis zu engagieren. Als Entschädigung werden für sechsmonatliche Tätigkeit 10 000 Frs. in Aussicht gestellt.

Mehr als 70 Flugzeugführer aller Nationen haben sich durch die französische Aviator-Gesellschaft dem Kriegsministerium in Konstantinopel zur Verfügung gestellt, das sich die geeignetsten aus dieser Zahl auswählen wird.

9. Griechenland.

Der Kriegsminister hielt sich zu Informationszwecken in den französischen Fliegerschulen auf und nahm an einem Passagierflug auf einem M. Farman-Zweidecker teil.

Von einem Patrioten wurden der Heeresverwaltung 80 000 M. zum Ankauf von Kriegsflugzeugen überwiesen.

10. Holland.

Ein Infanterieoffizier wurde nach Frankreich zur Ausbildung als Flieger abkommandiert.

11. Belgien.

Der belgische Flieger Lescarts hat sich zur Verfügung des belgischen Kriegsministeriums gestellt, um in Belgisch-Kongo eine Fliegerschule zu eröffnen.

12. Schweden.

Marineleutnant Dahlbeck führte als erster schwedischer Offizier bei Ljungbyhch mehrere kürzere Flüge aus.

13. Japan.

Nachdem fünf Wright-Flugzeuge bestellt sind, verfügt die Armee über acht Flugzeuge (sechs Wright- und ein Farman-Zweidecker und ein Grade-Eindecker). Die Versuche mit im Inlande hergestellten Flugzeugen, so z. B. mit dem vielgenannten von Kapitän Isobe hergestellten Wasserflieger haben bisher enttäuscht.

Trotzdem wird nach Angabe eines japanischen Konstrukteurs in Frankreich ein ganz in Metall gehaltener Militärzweidecker für die Heeresverwaltung hergestellt.

Die bisherigen militärischen Flugübungen fanden auf dem bei Seidana gelegenen Truppenübungsplatz statt. Sobald die zur Ausbildung nach Europa kommandierten Offiziere heimgekehrt sein werden, wird mit der systematischen Ausbildung von Fliegeroffizieren begonnen werden.

14. Kanada.

Das Kriegsministerium sendet mehrere Offiziere nach England zur Ausbildung im Fliegen. Pl.

Flugschau.

Auf dem Flugplatz Johannisthal stellte am 26. Januar Ing. Grulich auf Harlan-Eindecker einen neuen Dauerrekord mit zwei Passagieren auf mit 2 Std. 2 Min. 45 Sek. Grulich stieg um 12 Uhr 21 Min. auf und landete 2 Uhr 23 Min 45 Sek.

Auf dem Flugplatz der Compagnie Aerienne bei Pau stellte am 13. Januar Védries auf Deperdussin's neue Zeitrekords über die Strecke von 100 bis 150 km auf.

5 km in	2 Min. 10 ² / ₅ Sek.
10 „ „	4 „ 10 ² / ₅ „
20 „ „	8 „ 26 ³ / ₅ „
50 „ „	21 „ 9 „
100 „ „	41 „ 56 ² / ₅ „
150 „ „ 1 Std.	2 „ 43 ¹ / ₅ „

Védries erreichte eine Geschwindigkeit von 142,43 km (Nieuport 129 km). Der neue Deperdussin-Eindecker ist verhältnismäßig klein. Bei einer Spannweite von nur 7 m hat derselbe eine Länge von 6,25 m. Der 100 PS-Gnomomotor treibt einen »Rapid«-Propeller von 2,50 m Durchmesser und 2,10 m Steigung.

Am 22. Januar erreichte Bouy auf H. Farman-Zweidecker mit zwei Passagieren 2200 m Höhe

Rekordtabelle Ende 1911.

1. Flugzeuge.

Geschwindigkeit.
Einzelflug.

km	Flieger (Flugzeug)	Datum	Zeit Std. Min. Sek.
10	Nieuport (Nieuport)	21. Juni 1911	4 : 30 ³
20	Nieuport „	16. Juni 1911	9 : 04 ⁴
30	Nieuport „	16. Juni 1911	13 : 55 ¹
40	Nieuport „	16. Juni 1911	18 : 31 ²
50	Nieuport „	16. Juni 1911	23 : 10
100	Nieuport „	16. Juni 1911	46 : 27 ³
150	C. T. Weymann „	1. Juli 1911	1 : 11 : 36 ¹
200	E. Aubrun (Blériot)	6. Sept. 1910	2 : 18 : 30 ³
250	Bournique „	31. Dez. 1910	3 : 04 : 28 ¹
300	Bournique „	31. Dez. 1910	3 : 40 : 55 ²
350	Bournique „	31. Dez. 1910	4 : 17 : 26 ¹
400	Olieslager „	17. Aug. 1911	4 : 44 : 57 ⁴
500	Olieslager „	17. Aug. 1911	5 : 33 : 00
600	Fourny (M. Farman)	1. Sept. 1910	9 : 16 : 27
700	Fourny „	1. Sept. 1910	10 : 43 : 46

siehe oben neuer
Rekord Védries

Mit einem Passagier.

km	Flieger (Flugzeug)	Datum	Zeit Std. Min. Sek.
10	Nieuport (Nieuport)	6. März 1911	5 : 58 ¹
20	Nieuport „	6. März 1911	11 : 54 ³
30	Nieuport „	6. März 1911	17 : 53 ¹
40	Nieuport „	6. März 1911	23 : 57 ⁴
50	Nieuport „	6. März 1911	29 : 38 ⁹
100	Nieuport „	6. März 1911	59 : 16
150	Nieuport „	6. März 1911	1 : 28 : 37 ⁴
200	Leutn. Bier (Etrich)	1. Okt. 1911	2 : 05 : 49
250	Leutn. Bier „	1. Okt. 1911	2 : 39 : 37

**Entfernung (Distanz).
Einzelflug.**

Flieger (Flugzeug)	Datum	km
Gobé (Nieuport)	24. Dez. 1911	740 255
Mit einem Passagier:		
Leutn. Bier (Etrich)	1. Okt. 1911	250
Mit zwei Passagieren:		
Leutn. Bier (Etrich)	1. Okt. 1911	112
Mit drei Passagieren:		
Busson (Deperdussin)	9. März 1911	50
Mit vier Passagieren:		
Busson (Deperdussin)	10. März 1911	25 740

**Dauer.
Einzelflug.**

Flieger (Flugzeug)	Datum	Zeit Std. Min. Sek.
Fourny (M. Farman)	1. Sept. 1911	11 : 01 : 29 ¹ / ₅
Mit einem Passagier:		
Suwelack (Rumpler)	18. Dez. 1911	4 : 34 : 00
Mit zwei Passagieren:		
Lt. de Milling	14. Nov. 1911	1 : 54 : 42 ³ / ₅
Mit drei Passagieren:		
Warchalowski (Warchalowski)	30. Okt. 1911	0 : 45 : 46
Mit vier Passagieren:		
Busson (Deperdussin)	10. März 1911	0 : 17 : 28 ¹ / ₅
Mit zwölf Passagieren:		
Sommer (Sommer)	24. März 1911	0 : 10 : 00

**Höhe.
Einzelflug.**

Flieger (Flugzeug)	Datum	Höhe
Roland Garros (Blériot)	4. Sept. 1911	3910 m
Mit einem Passagier:		
Michel Mahieu (Voisin)	22. Sept. 1911	2400 m
Mit zwei Passagieren:		
Heinrich Bier (Etrich)	28. Sept. 1911	1220 m

2. Luftschiffe.**Entfernung (Distanz).**

Luftschiff	Fahrt	Datum	Distanz
»Adjutant Réau« (System Astra)	Issy-les-Moulineaux; Chalons, Verdun, Toul, Epinal, Re- miremont, Epinal, Vesoul, Langres, Troyes; Povins, Issy-les-Moulineaux	18., 19. Sept. 1911	917.4 km
Dauer.			
»Adjutant Reau«	(dieselbe Strecke)	18., 19. Sept. 1911	Zeit Std. Min. Sek. 21 : 20 : 50
Höhe.			
»Adjutant Vin- cenot« (System Astra)	Aufstieg von Com- piegne	19. Juni 1911	1967 m

3. Ballone.**Entfernung (Distanz).**

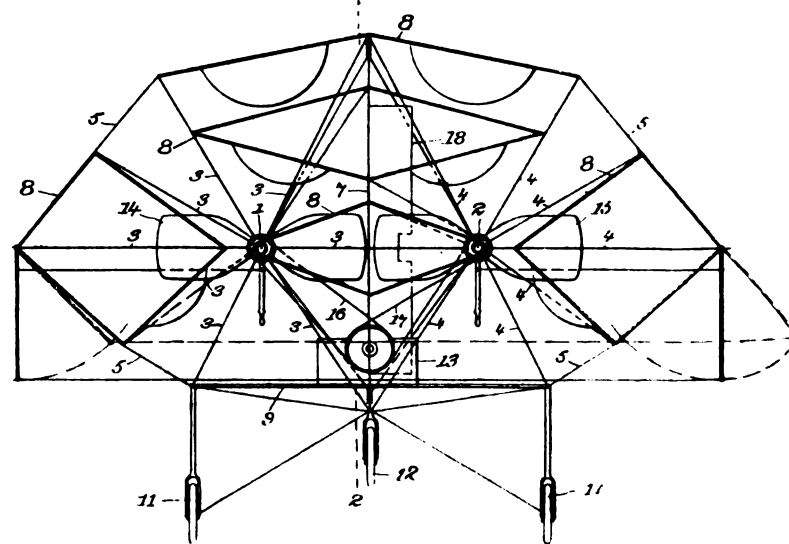
Führer (Ballon)	Fahrt	Datum	Distanz
Comte de La Vaulx (Ballon »Centaure«)	Von Vincennes bei Paris nach Koro- stychew (Rußland)	9. bis 11. Okt. 1909	1925 km

Dauer.

Rekordträger	Fahrt	Datum	Zeit
Oberst Schaeck	Berlin—Borgset (Nor- wegen) (Ballon »Hel- vetia«)	11. bis 14. Okt. 1908	73 Std.
Höhe.			
Süring u. Berson	Abfahrt von Berlin (Ballon »Preußen«)	31. Juli 1901	Höhe 10.800 m

Patentschau.**Ausliegende Patentanmeldungen.**

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. B. 62 716. Strebenbefestigung für Flugzeuge. Bol-
lekens frères, Antwerpen; Vertr.: P. Rückert, Pat.-Anw.,
Gera, Reuß. A 11. 4. 11, E 4. 3. 12.77 h. R. 29 654. Propellerflügel. Rheinisch-West-
fälische Sprengstoff-Akt.-Gesellschaft, Köln.
A 18. 11. 09, E 4. 3. 12.77 h. E. 16 299. Einseitig bespannte Tragfläche für Flug-
maschinen. August Euler, Frankfurt a. M., Forsthausstr. 105a.
A 28. 10. 10, E 11. 3. 12.77 h. L. 30 578. Verstellvorrichtung für Luftschrauben mit
verstellbaren Flügeln, welche durch ein axial schiebbares Joch
verbunden sind. Christian Lorenzen, Harrow, Engl.; Vertr.:
H. Neubart, Pat.-Anw., Berlin SW 61. A 12. 7. 10, E 11. 3. 12.77 h. Sch. 33 542. Luftschiff mit im Innern des Tragkörper-
hohlraums befindlichen Kugelballons. Johann Schütte, Danzig-
Langfuhr. A 20. 11. 08, E 11. 3. 12.46 a. K. 46 541. Explosivkraftmaschine mit um eine fest-
stehende Kurbelwelle kreisenden Zylindern. Julius Kruk, Dort-
mund, Krautstr. 9. 15. 12. 10.**Auszüge aus Patentschriften.**239 281. Drachenflieger mit an den Verspan-
nungsgliedern des Gerüsts aufgespannten und
kastendrachenförmigen Tragflächengruppen.
Joseph Seiler in Union Hill, New Jersey, V. St. A. — Die Ver-
spannungsglieder 5 verbinden sternförmig angeordnete Streben 4,
die von zwei Längsstangen 1, 2 ausgehen, während die Enden der
Längsstangen mit den äußersten Strebensternen durch schräge Zug-
drähte verspannt sind. Die Tragflächen sind zwischen den Ver-
spannungen so angeordnet, daß in der Längsrichtung mehrere
Gruppen von verschieden geformten Kastendrachen entstehen,
zwischen welchen in einer von zwei Strebensternen gebildeten
Kammer die Propeller 14, 15 angeordnet sind.

Zu Nr. 239 281.

241 294. Wendeflügelrad. Martin Neubert in
Radebeul b. Dresden. — Die Flügel werden durch ein Kegelräder-
getriebe gesteuert, wobei die Flügel in den Ebenen der umlaufenden
Kegelräder, welche in ein feststehendes, gleichgroßes Kegelrad ein-
greifen, einseitig zu deren Drehachse liegen.241 297. Flügelrad für Luftfahrzeuge. William
Claus in Gotha. — Das Flügelrad besteht aus zwangsläufig ge-
steuerten Jalousieklappen. Die Umstellung erfolgt zwecks Erzielung
einer beschleunigten Wendebewegung mittels unrunder Zahn-
räder.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

DR. FRITZ HUTH

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

DR.-ING. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

GEH. REG.-RAT E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

10. Februar 1912.

Heft 3.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die vierspaltige Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen, 3.—5. Nov. 1911. S. 25.

Flugschau. S. 50. — Ausstellungen. S. 50.
Bücher-Besprechungen. S. 50. — Patentschau. S. 50.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft in Göttingen

3. bis 5. November 1911.¹⁾

Vorträge in den Fachsitzungen.

Den Vorsitz führte Herr Wirkl. Geh. Oberbaurat Dr.-Ing. R. Veith, Berlin.

I. Fachsitzung am 3. Nov., 9 Uhr vorm.

1) Major a. D. Prof. Dr. A. v. Parseval.

Über Stabilität von Aeroplanen.

Der Begriff der Stabilität eines Flugzeuges ist nicht ganz leicht festzustellen. Die verschiedenartigsten Gesichtspunkte kommen dabei in Frage. Wesentlich vereinfacht wird das Problem aber in dem speziellen Fall eines Aeroplans, und hier ist es in erster Linie die Geschwindigkeit, von welcher Trag- und Steuerfähigkeit gleichzeitig abhängen.

Die Geschwindigkeit soll also stets genügend groß in der horizontalen Richtung sein, dagegen in vertikaler Richtung sich selbsttätig auf jenes Mindestmaß des Fallens einstellen, welches durch die jeweilige Motorleistung eben ermöglicht wird.

Wir können als das Ideal einer guten Stabilität aufstellen, daß die Horizontalgeschwindigkeit konstant bleibt, abgesehen von Einwirkungen des Piloten natürlich, indem das Flugzeug von selbst, je nach der Leistung des Motors, mehr nach oben oder nach unten gesteuert wird.

¹⁾ Der ausführliche Versammlungsbericht, der u. a. das Protokoll der Debatte über den Nutzen der wissenschaftlichen Forschung für die Luftschiffahrt und Flugtechnik, sowie Berichte über die Lehr- und Forschungstätigkeit an den deutschen Hochschulen enthält, soll im Verlage von R. Oldenbourg im Buchhandel erscheinen.

Nun ist die Geschwindigkeit in erster Linie beeinflußt vom Einstellwinkel der Flächen. Das Produkt aus dem Geschwindigkeitsquadrat und einem dem Einstellungswinkel zugehörigen Koeffizienten gibt ein Maß für die Flächenbelastung. Die Regelung des Einstellwinkels ist also die erste Vorbedingung der Längsstabilität. (Von der Seitenstabilität sehen wir vorerst ab.)

Wir fordern also, daß das Flugzeug sich selbsttätig in konstantem Stoßwinkel zur Bahn einstelle.

Die Erfüllung dieser Bedingung reicht aus, um dem Flugzeug bei ruhiger Luft eine automatische Stabilität zu geben, da kleinere Unregelmäßigkeiten unter geringer Veränderung der Geschwindigkeit und Bahnrichtung sich ausgleichen und Schwankungen in den starken Dämpfungswirkungen rasch verschwinden. Bei stärkeren Störungen, wie sie durch Böen hervorgerufen werden, können die Flugzeuge vermöge ihrer Länge den Kurven nicht so rasch folgen, als nötig wäre. Hier ist die Betätigung des Höhensteuers unerlässlich, da sonst leicht, nach oben oder unten, das Bereich der zulässigen Fluggeschwindigkeit überschritten wird.

Die Fähigkeit, sich in konstanten Flugwinkel einzustellen — auch wohl als Stabilität im engeren Sinne bezeichnet — bedingt zunächst, daß die schweren Massen des Flugzeuges weit nach vorn liegen. Sobald nämlich die Schraube vorübergehend aussetzt, wird die Bewegung nicht mehr durch den Schraubenzug, sondern durch die Trägheitskräfte der Massen aufrechterhalten. Die Massenkräfte aber haben ihren Angriff im Schwerpunkt, und wenn nun dieser zu weit rückwärts liegt, hat die Masse die Tendenz, im Gleitflug sich nach vorne zu stellen, und das Flugzeug wird kippen. Je größer die Geschwindigkeit ist, um so weiter vorn muß der Schwerpunkt liegen.

Aus diesem Grunde ist ein vorderes Höhensteuer nicht sehr empfehlenswert; es erschwert wesentlich dem Schwerpunkt relativ zur Fläche eine günstige Lage zu geben. Die Haupttragfläche muß also vorausgehen, das Höhensteuer in entsprechendem Abstand folgen. Beistehende Skizzen 1 und 2 zeigen Grund- und Aufriß eines solchen Flugzeuges,

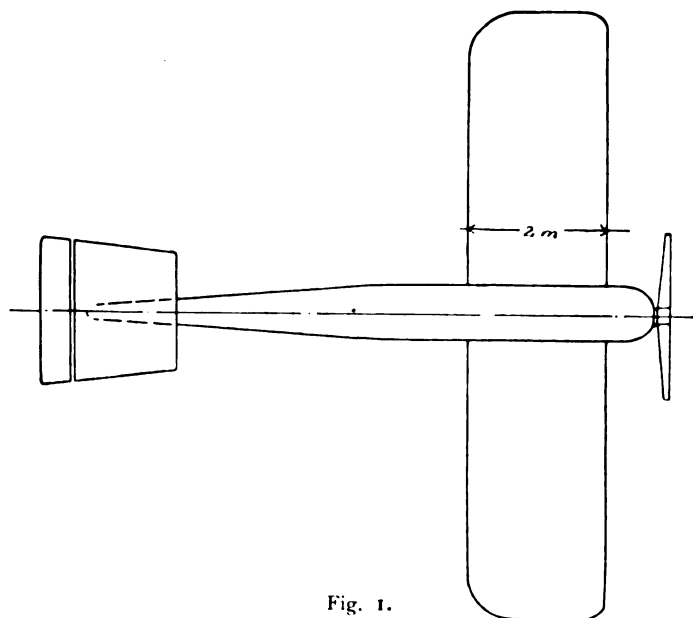


Fig. 1.

als Eindecker gedacht. Es ist indessen selbstverständlich, daß die vorstehenden Ausführungen auch für den Zweidecker Geltung haben.

Es bedeuten: α_1 den Stoßwinkel der Haupttragfläche; P_1 die Tragkraft; l_1 den Abstand, in welchem die Rich-

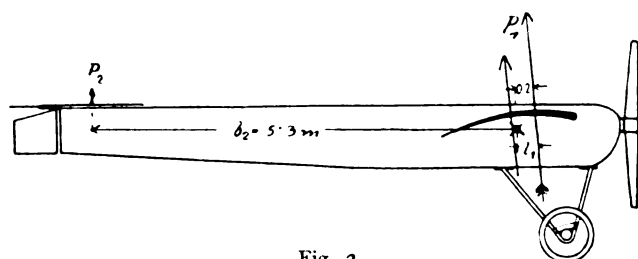


Fig. 2.

tung der Tragkraft am Schwerpunkte vorbeigeht. P_2 und l_2 die nämlichen Größen für die hintere Fläche, so muß im Gleichgewichtszustande die Summe der Drehungsmomente dieser Kräfte in bezug auf den Schwerpunkt $Q = 0$ sein. Es ist also $P_1 \cdot l_1 - P_2 \cdot l_2 = 0$, wo l_1 und l_2 den senkrechten Abstand des Schwerpunktes von den resultierenden Kräften P_1 und P_2 bedeuten. Das Höhensteuer muß also dem Drehungsmoment, welches die Haupttragfläche im allgemeinen angibt, ein entgegengesetzt gerichtetes, gleiches hinzufügen, so daß die Summe der beiden 0 wird.

Wir haben angenommen, daß der Schwerpunkt zwischen den beiden Richtungen der Kraft fällt, so daß auch das Höhensteuer eine wenn auch geringe Tragkraft besitzt.

Hiermit ist aber ein stabiles Gleichgewicht noch nicht erreicht. Damit die Einstellwinkel α_1 und α_2 dauernd erhalten bleiben, ist nötig, daß bei etwaigen Störungen, wenn der Neigungswinkel des Aeroplans sich verändert, ein der Änderung entgegenwirkendes Drehungsmoment auftritt, welches den Apparat in die richtige Lage zurückdreht. Mathematisch ausgedrückt, muß der Differentialquotient zwischen dem gesamten Drehungsmoment D und dem Neigungswinkel α des Apparates zur Bahn negativ

sein. Je nach dem $\frac{dD}{d\alpha} < 0$ ist, ist der Einstellwinkel α stabil, indifferent oder unstabil.

Nun ist

$$\frac{dD}{d\alpha} = \left(P_1 \frac{dl_1}{d\alpha} + l_1 \frac{dP_1}{d\alpha} \right) - \left(P_2 \frac{dl_2}{d\alpha} + l_2 \frac{dP_2}{d\alpha} \right).$$

In dieser Gleichung stellen die Glieder mit dem Faktor P_1 und P_2 den Druck dar, multipliziert mit der Verschiebung des Druckmittelpunktes. Nehmen wir die Versuche Eiffels an dem Modell eines Blériotflügels als Beispiel (*«La Resistance de l'Air et Navigation»*, Paris, Dunod et Pinat), so finden wir, daß sich der Druckmittelpunkt bei einem Stoßwinkel $\alpha_1 = 6^\circ$, bei Vermehrung der Neigung des Aeroplans nach der vorderen Kante zu verschiebt, und zwar pro Grad Drehung um 1,25 Prozent der Flächentiefe, d. i. für unsern Fall um 2,5 cm. Für andere Flächenformen ist der Gang sehr ähnlich.

Die Verschiebung des Druckmittelpunktes auf der Hinterfläche ist bei ebenen Flächen unter Umständen entgegengesetzt, jedoch ist, bei den geringen Kräften der Steuerflächen der Einfluß der vorderen Fläche weit überwiegend, und die gesamte Verschiebung des Druckmittelpunktes ergibt somit ein Moment, welches die Abweichung vergrößert, d. i. einen positiven Differentialquotienten, ein Moment der Instabilität.

Die Stabilität der Einrichtung wird daher durch diejenigen Glieder bedingt, welche den Faktor l haben; diese stellen den Einfluß der Druckänderungen dar, welche bei der Drehung des Apparates auftreten.

Diese Druckänderung muß bei der hinteren Fläche proportional stärker sein, als bei der vorderen, und dies wird dadurch erreicht, daß man die hintere Fläche mit kleinerem Stoßwinkel arbeiten läßt, als die vordere. Dadurch wird bei einer Drehung des Apparates der Einstellwinkel der hinteren Fläche prozentual bedeutend mehr vergrößert, als diejenige der Vorderfläche, und das kann man dadurch steigern, daß man die vordere Fläche gewölbt, die hintere eben macht. Bei der Berechnung sind die Auftriebskurven nach den Versuchen von Eiffel zugrunde gelegt (Fig. 3). Die obere Kurve gibt die Koeffizienten der Hebekräfte einer von Blériot konstruierten Flugfläche; die untere die gleichen Koeffizienten für einen rechteckigen, ebenen Schweif als Funktion des Einstellwinkels α . Die Auftriebskräfte gelten für einen Wert des Luftgewichtes von 1,23 kg, wobei $\gamma = 1/8$. Der Auftrieb findet sich aus der Formel $A = k \cdot v^2 \cdot f$, wobei f die Fläche in qm bedeutet.

Die Belastung des Schweifes wird in der Regel so genommen, daß der Schweif sein eigenes Gewicht trägt. Hiernach ergibt sich für den Schweif eine Belastung von ca. 5 kg/qm, während die Haupttragfläche mit 20 kg/qm belastet ist. Dies ergibt für eine Geschwindigkeit von 82 km pro Stunde einen Stoßwinkel von ca. 6° ; für den Schweif einen solchen von ca. $2,2^\circ$.

Vergrößert sich nun z. B. der Neigungswinkel des Flugzeuges zur Bahn um 1° , so nimmt die Tragkraft der Hauptfläche nach der Kurve um ca. 7% zu, diejenige des Schwanzes um ca. 40%. Das Drehungsmoment des Schwanzes vergrößert sich daher erheblich, dasjenige der Hauptfläche nur wenig, und das Flugzeug wird mit genügender Kraft zurückgedreht, indem die Windfahnenwirkung des Schweifes die schädliche Wirkung der Verschiebung des Stützpunktes erheblich überwiegt.

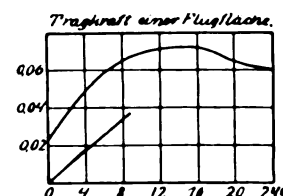


Fig. 3.

Die Stabilität bei vergrößertem Stoßwinkel.

Die oben geschilderten Verhältnisse verändern sich aber wesentlich mit dem Stoßwinkel. Wenn der Einstellwinkel der Flächen stark wächst und bei der Blériotfläche z. B. einen Betrag von 20° überschreitet, dann wächst die Tragkraft nicht mehr parallel mit der Zunahme des Einstellwinkels, sondern sie wird kleiner. Es wird dann der Differentialquotient $\frac{dP}{d\alpha} = 0$ und später negativ. Würde dieser Fall bei der Hauptfläche und beim Schweif eintreten, so wäre die Einstellungskraft des Schweißes nahezu $= 0$. Dieser Fall ist gegeben, wenn wie in Fig. 4 die Haupt-

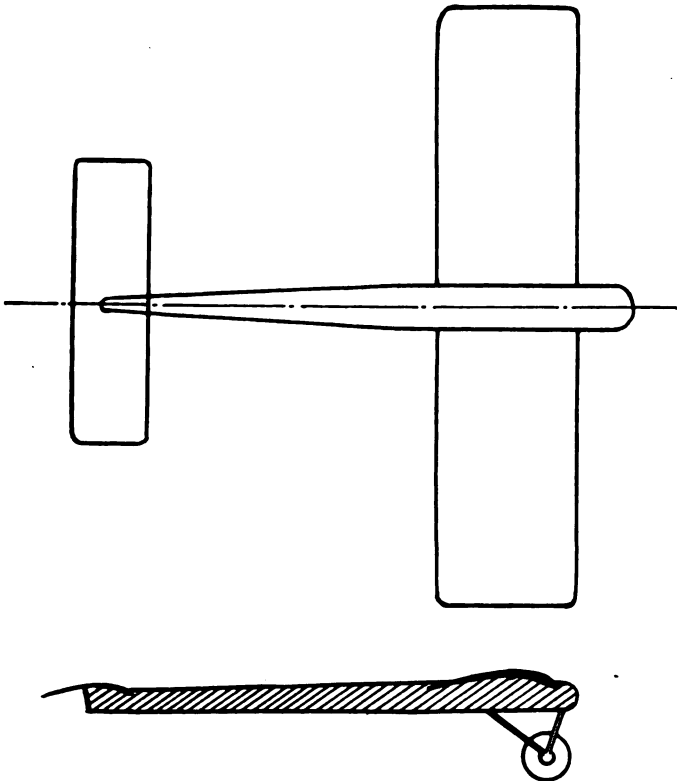


Fig. 4.

tragfläche und das Höhensteuer einander geometrisch ähnlich sind. Aus diesem Grunde gibt man den Stabilisierungsflächen eine andere Form als den Tragflächen; man macht sie weniger breit und dafür tiefer. Solche Flächen haben die Eigentümlichkeit, daß der genannte kritische Punkt erst bei höheren Einstellwinkeln erreicht wird. Eine quadratische Fläche z. B. erreicht ihr Druckmaximum erst bei 38° . Mehrere Konstrukteure gehen noch weiter und nehmen Dämpfungsflächen, welche eine größere Tiefe als Breite haben (Fig. 5). Der Gedanke dabei ist der, daß man dem Druckmittelpunkt auf der ebenen Dämpfungsfläche möglichst Spiel zum Hin- und Herwandern lassen will, weil die Veränderungen bei der ebenen Fläche in einem der Stabilität günstigen Sinne erfolgen.

Es fragt sich, ob man dem Höhensteuer eine Wölbung geben soll. Eine solche ist vorteilhaft, wenn ausschließlich Drucke von unten zu erwarten sind. Ist dies aber nicht der Fall, so ist eine ebene Fläche vorzuziehen, und die gewölbte Form gefährlich. Blériot hat eine gewölbte Fläche, von der der mittlere Teil starr ist, während nur etwa die Hälfte der Fläche, ca. ein Viertel rechts und links des starren Mittelteiles, drehbar ist.

Eine zweite Veränderung in den Gleichgewichtsbedingungen findet statt, wenn der Stoßwinkel sich verkleinert.

Wird der Stoßwinkel ungefähr 3° groß, so wird die Lage des Druckzentrums auf der Fläche sehr leicht veränderlich; eine geringe Winkeländerung genügt zur Verschiebung. Dadurch nimmt die Stabilität des Apparates wesentlich ab und erfordert entweder sehr große Steuer oder ein ständiges Balancieren des Piloten mit dem Höhensteuer. Dies tritt namentlich dann ein, wenn eine große Fahrgeschwindigkeit unter Verkleinerung des Luftstoßwinkels angewendet wird.

Sinkt beispielsweise der Luftstoßwinkel von 6° , wie wir ihn in Fig. 1 vorausgesetzt haben, auf 2° , so wandert der Druckmittelpunkt um volle 12% der Flächenbreite nach hinten, und zwar in die (Fig. 2) hintere Stellung. Dadurch verändert sich der Betriebszustand wesentlich. Die Unterstützung ist hinter den Schwerpunkt gerückt, der Apparat sucht nach vorn zu kippen und der Schweif muß, um dies zu verhindern, Druck von oben haben. Wenn also große Geschwindigkeiten neben den kleineren gebraucht werden sollen, wird der Schweif abwechselnd Druck von oben und unten erhalten müssen. Große Fluggeschwindigkeiten erfordern also ebene und große Dämpfungsflächen.

Bei noch weiterer Verkleinerung des Luftstoßwinkels, wie dies vorkommen kann, wenn ein niedergehender Luftstrom auf das Flugzeug trifft (wenn dasselbe in ein sog. Luftloch eintritt), tritt eine plötzliche Verminderung der Tragkraft ein; gleichzeitig rückt der Angriffspunkt der Luftwiderstandsresultante stark nach hinten und der Apparat kippt nach unten.

Bei einem Luftstoßwinkel von -3° bis -4° verschwindet der Tragwiderstand ganz; es bleibt aber ein kippendes Moment übrig, indem die vordere Hälfte der Fläche Überdruck, die hintere Unterdruck empfängt. Dann muß das Höhensteuer negative Drucke ausüben, um das Kippmoment aufzuheben. Falls es hierauf nicht eingerichtet ist, vermag der Führer nicht den Apparat

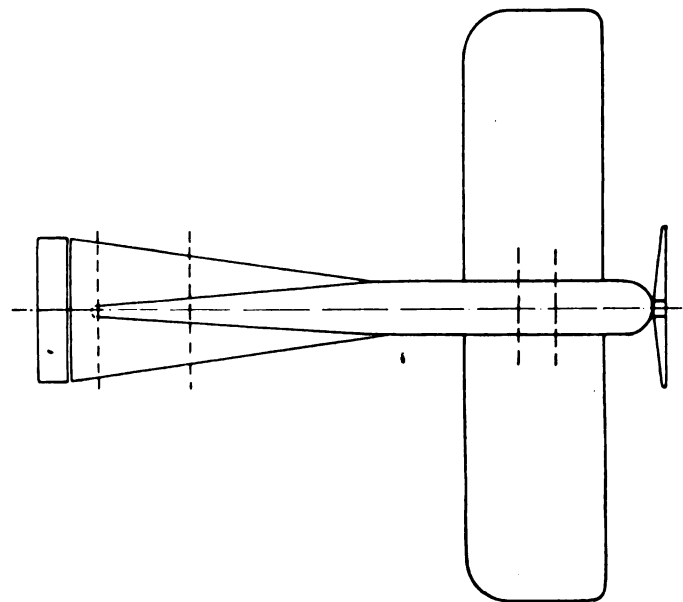


Fig. 5. Aeroplan mit tiefer Dämpfungsfläche.

aufzurichten, und der Steilabsturz endigt erst am Boden, sei es in senkrechter oder auch in steil geneigter Bahn (Fig. 6).

Hierbei können erhebliche seitliche Kräfte auf den Apparat nicht wirken, da der Körper sonst keine geradlinige Bahn beschreiben würde; wir haben demnach eine richtige Gleichgewichtslage.

Solche Steilabstürze werden durch Luftwirbel eingeleitet, und ein Apparat mit ungenügendem Höhensteuer

kann sehr wohl in horizontalem Flug durch Jahr und Tag brauchbar sein, bis ein Zusammentreffen ungünstiger Umstände die Katastrophe herbeiführt.

Die dämpfenden Kräfte des Fluges sind doppelter Art. Das Flugzeug macht einmal Pendelungen um seine Gleichgewichtslage, wobei sich der Luftstoßwinkel verändert. Diese werden durch die Dämpfungsflächen rasch vernichtet. Gute Flugzeuge lassen kaum eine Spur davon bemerken.

Die zweite Art der Dämpfung ist eine Folge davon, daß das Flugzeug eine im Verhältnis zu den Krümmungen der Flugbahn nicht unbedeutende Eigenlänge besitzt. Der Abstand des Kraftmittelpunktes der Dämpfungsfläche von demjenigen der Hauptfläche nenne ich die »steuernde Länge« des Flugzeuges und bezeichne sie mit l . Soll nun das Flugzeug eine vertikale Kurve mit dem Krümmungshalbmesser ϱ beschreiben, so haben die beiden Flächen nicht mehr den gleichen Stoßwinkel, wie beim geradlinigen Flug. Zeichnet man sich z. B. die Hauptfläche mit ihrem richtigen Stoßwinkel in die Kurve ein (Fig. 7), so sieht man, daß die hinter ihr folgende Dämpfungsfläche um einen kleinen Winkel gewissermaßen aus der Kurve heraussteht, ein Verhältnis, das natürlich nicht möglich ist, weil die Dämpfungsflächen gegen so kleine Winkeländerungen sehr empfindlich sind.

Um einen Begriff von der Größe dieser Störungen zu bekommen, betrachten wir ein Zahlenbeispiel, nämlich: einen Aeroplan von einer Geschwindigkeit von 20 m/Sek. und einer steuernden Länge von $l = 5,3$ m; ferner nehmen wir an, daß das Flugzeug im Gipfelpunkt seiner Welle sich befinde; der Führer habe nach unten gesteuert. Die Flugfläche geht momentan mit verminderter Tragkraft $H = 0,9 G$, d. h. die Tragkraft betrage 90% des Gewichtes. Diese Verminderung der Tragkraft ist unerlässlich, um eine nach unten gebogene Kurve zu beschreiben. Auf die Fläche resultieren die nach unten ablenkende Kraft $G - H = 0,1 G$ und diese Kraft ist gleich der in der Kurve wirkenden Zentrifugalkraft. Wir haben für die letztere die bekannte Formel:

$$C = \frac{mv^2}{\varrho} = H - G = 0,1 G.$$

Setzen wir hier für m den Wert $\frac{G}{g}$ und $v = 20$ m, so wird $\varrho = 408$ m. Dies ist ein häufig vorkommender Fall, und hierbei beträgt der Bahnkrümmungswinkel auf die steuernde Länge $0,74^\circ$, ein für die Widerstände erheblich ins Gewicht fallender Betrag. Der Führer muß also entweder die ganze Dämpfungsfläche um $0,74^\circ$ drehen oder, wenn nur ein Teil drehbar ist, einen entsprechend größeren Steuerausschlag geben, damit er in der Kurve herumkommt. Geschieht dies nicht, so vergrößert sich der Luftstoßwinkel

um einen bestimmten Betrag. Dadurch vergrößert sich auch der Widerstand, und infolgedessen kann die Bahn die gewünschte Krümmung nicht beschreiben. Fig. 7 zeigt ein Flugzeug von einer steuernden Länge von 5,3 m in

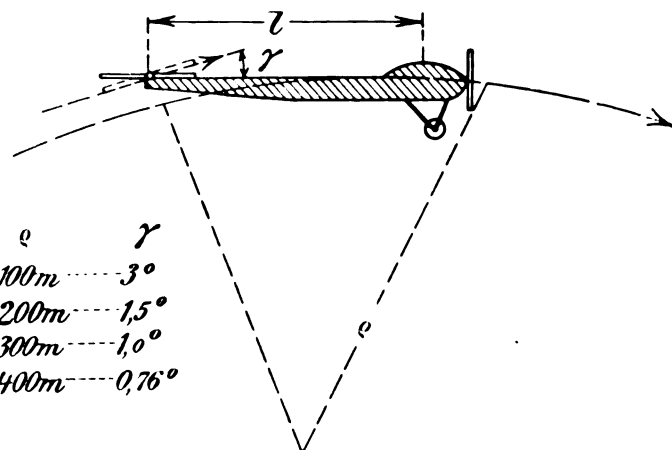


Fig. 7. Flugzeug in der Kurve.

der Kurve und die erforderlichen Drehungen des Steuers für verschiedene Krümmungshalbmesser.

Die großen Anstrengungen, welche die Führung eines Flugzeuges — namentlich bei böigem Wetter — mit sich bringt, haben ein eifriges Bestreben wachgerufen, den Führern ihre Aufgabe durch einen automatischen Regler zu erleichtern. Bei gutem Wetter sind die besseren Apparate schon in gewissen Grenzen stabil. Die Automaten müßten also mindestens für Störungen mittleren Grades ausreichen, also für Wellen von 8° bis 10° Bahnablenkung. Die Aufgabe wird dadurch kompliziert, daß auch die Versager des Motors als Störungen in Betracht kommen. Der Automat müsse den Apparat so steuern, daß die Geschwindigkeit innerhalb der zulässigen Grenzen bleibt, und daß die Bahn möglichst horizontal ist. Man hat bereits eine größere Anzahl Automaten versucht, aber bis jetzt ohne wesentlichen Erfolg.

Zunächst handelt es sich um ein brauchbares Prinzip der Regulierung, und ich beginne die Besprechung mit den unbrauchbaren Prinzipien. Solche sind das Pendel und ähnliche Vorrichtungen, z. B. Apparate mit beweglichen Flüssigkeitssäulen; ferner auch Beschleunigungsmassen und ähnliche. Die Anordnung zeigt Fig. 8.

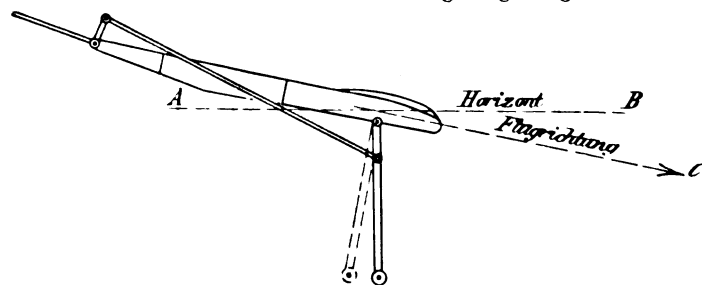


Fig. 8. Pendel-Regulator.

Ein Flugzeug sei aus seiner horizontalen Lage A B durch einen plötzlichen Windstoß nach unten in die Richtung C abgelenkt; die neue Bahn bildet zur alten den Winkel γ ; es besitze einen Pendelapparat P. Im allerersten Moment, wenn das Fahrzeug sich dreht, wird das Pendel gerade hängen bleiben und einen Ausschlag geben; sofort aber beginnt infolge der abwärts geneigten Bahn das Fahrzeug nicht gleichmäßig, sondern mit Beschleunigung zu gehen. Diese Beschleunigung ist ebenso groß, als ob es auf einer schiefen Ebene unter dem Neigungswinkel γ reibungslos herabglitte; sie beträgt $G \cdot \sin \alpha$ und sie wirkt am Aufhängungspunkt auf das Pendel, so daß

das letztere aus seiner senkrechten Lage heraustritt, weil eine gleich große Reaktionskraft im Schwerpunkt des Pendels auftritt. Bezeichnet a die Pendellänge, so ist das Drehungsmoment $a \cdot (G \cdot \sin \gamma)$. Diesem Drehungsmoment stellt sich das Gewicht des Pendels entgegen. Ist x die hierdurch entstehende Pendelablenkung aus der Senkrechten, so ist das Moment der Schwerkraft $= G \cdot (a \sin x)$. Setzt man beide Momente gleich, so folgt $x = \gamma$. Das Pendel stellt sich also in einem Winkel γ nach rückwärts ein, wenn der Apparat sich um ebensoviel vorwärts neigt, und bleibt senkrecht, nicht zum Horizont, sondern zu seiner Unterlage, d. h. es reguliert überhaupt nicht.

Ähnliche Verhältnisse sind bei allen Apparaten vorhanden, welche mit dem Gewichte und der Beschleunigung von Massen arbeiten.

Ein zweites vielempfohlenes Hilfsmittel ist der Kreisel, der entweder direkt am Flugzeug befestigt wird, wie der Schlicksche Schiffskreisel, oder das Höhensteuer beeinflusst. Er verleiht dem Apparat ein sehr erhöhtes Trägheitsmoment und gibt ihm eine gewisse Widerstandsfähigkeit gegen Kippmomente. Das Flugzeug wird daher bei den wechselnden Störungen durch Böen nicht so leicht aus seiner Lage kommen, aber auch schwerer wieder ins Gleichgewicht zu bringen sein, wenn nicht der Kreisel im gegebenen Moment ausgeschaltet wird. In letzterem Falle ist er aber kein Automat, und er erscheint somit mindestens für die Höhensteuerung nicht empfehlenswert.

Mehr Aussicht auf Erfolg scheint zunächst die Geschwindigkeitsregulierung zu bieten (Fig. 9). Dieselbe

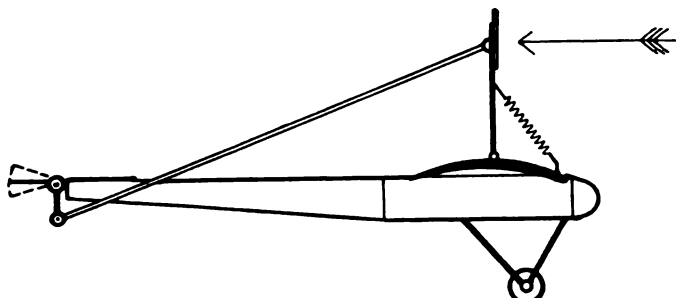


Fig. 9. Geschwindigkeits-Regulator.

verwertet den Druck einer dem Fahrtwinde ausgesetzten Platte zur Regulierung. Bei der normalen Fahrtgeschwindigkeit ist der Druck durch eine Feder kompensiert. Wird der Druck aber größer oder kleiner, so wird das Höhensteuer beeinflusst, so daß sich die Geschwindigkeit entsprechend ändert. Nun ist aber ein Aeroplan an sich schon ein solcher Geschwindigkeitsregulator und zwar ein sehr wirksamer; denn ist der Druck auf die Tragfläche zu groß, so wird das Fahrzeug nach oben gelenkt, die Geschwindigkeit wird kleiner und umgekehrt. Da nun diese Regulierung bei größeren Störungen erfahrungsgemäß nicht ausreicht, indem sie zu spät wirkt und starke Wellenbewegungen verursacht, so kann man auch von einer Verstärkung dieser Wirkungen nicht viel erwarten.

Dem gleichen Einwand unterliegt das System der Fühlflächen, welche den Zweck haben, den Einstellwinkel der Tragfläche konstant zu halten. Das Aeroplan ist an sich ein Apparat mit einer großen Fühlfläche.

Ein Prinzip, das grundsätzlichen Einwänden nicht unterliegt, ist die Verwertung der Trägheitskräfte einer Luftmasse. Eine solche Luftmasse, sofern sie mit der Außenluft in Verbindung steht, ist der Einwirkung der Schwerkraft entzogen, und bei Geschwindigkeitsänderungen wirkt ihr Beharrungsvermögen, unabhängig von der Schräglage des Fahrzeuges.

Da man die Einwirkung der Außenluft auf die regulierende Luftmasse zulassen muß, so kann man die Beschleunigungsregulierung nur in Verbindung mit der Geschwindigkeitsregulierung anwenden.

Die einfachste Form derselben stellt sich als ein länglicher, torpedoförmiger, mit Luft gefüllter Körper dar, welcher im Fahrtwinde mitgeschleppt wird. Die Massenwirkung der Luft wirkt hierbei als eine Dämpfung der entstehenden Schwankungen, indem der Körper bei Beschleunigungen des Flugzeuges einen erhöhten Widerstand entgegenstellt und bei Verzögerungen voraneilt. Notwendig ist, daß die Geschwindigkeitswiderstände, den Beschleunigungskräften gegenüber, nicht allzu groß sind. Doch sind die technischen Schwierigkeiten der Ausführung und die Unbequemlichkeit des großen Luftkörpers, der den Einwirkungen der Luftschaube kaum zu entziehen ist, schwer überwindbare Hindernisse.

Wenn somit in naher Zukunft nicht auf einen guten Automaten zu rechnen sein wird, so ist doch das Ergebnis mit einem gut konstruierten Höhensteuer schon als recht befriedigend zu bezeichnen, und wir können zusammenfassend bemerken: Höhensteuer sollen nicht zu klein sein, lieber etwas zu groß. Für kleinere Geschwindigkeiten sind gewölbte, einseitig belastete Flächen, für große Geschwindigkeiten große, ebene Flächen vorzuziehen; unter allen Umständen aber muß das Steuer genügend drehfähig sein, um dem Piloten auch in kritischen Momenten eine kräftige Einwirkung zu sichern. Das sind die Anforderungen, die man vom Standpunkt der Sicherheit aus unbedingt stellen muß, Anforderungen, deren Erfüllung geeignet ist, manchem Unglücksfalle vorzubeugen.

Diskussion.

Prof. **Prandtl**, Göttingen: Mit dem Kreisel wird man meines Erachtens wenig Freude haben. Es ist viel wichtiger, dem Flugzeug möglichst schnell jede gewünschte Lage geben zu können; der Kreisel verhindert dies aber, da er das Flugzeug festhält. Ein anderer Weg scheint mir zur Erreichung der automatischen Stabilität richtiger zu sein, nämlich der, herannahende Böen mit Hilfe vorgestreckter Fühlflächen automatisch zu parieren; es ist jedoch bis jetzt noch keine einwandfreie Lösung hierfür gefunden worden.

Dr.-Ing. **Bendemann**, Lindenberg: Man müßte Versuche über die „natürliche“ Stabilität mit großen Apparaten anstellen, etwa in der Weise, daß man Nachbildungen der Flugzeuge in wirklicher Größe, unbemannt, von einem Ballon aus herunterfallen und einen Gleitflug ausführen läßt. Derartige Versuche würden zweckmäßig über einer großen Wasseroberfläche stattfinden, damit die Apparate nicht zu sehr beschädigt werden.

Prof. **Runge**, Göttingen: Man würde doch von Modellversuchen Schlüsse auf große Ausführungen ziehen können, wenn man nur auch Versuche mit Zwischengrößen ausführte.

Prof. **Weber**, Hannover: Meines Wissens macht Orville Wright zurzeit wieder Gleitversuche. Ist vielleicht über die hierbei benutzten Stabilisierungs- und Steuereinrichtungen etwas Näheres bekannt?

Major **v. Parseval**: Bei den Wrights spielt die persönliche Geschicklichkeit die größte Rolle.

Prof. **Weber**: Farman benutzte früher gleichzeitig ein vorderes und ein hinteres Höhensteuer, jetzt scheint aber nur noch das hintere üblich zu sein. Ist vielleicht bekannt geworden, ob solche Doppelsteuer sich bewährt haben?

Major **v. Parseval**: Solche Doppelsteuer sind meines Wissens noch im Gebrauch. Näheres ist mir aber nicht darüber bekannt.

Oberingenieur **Basenach**, Berlin: Bei der Kreiselstabilisierung muß man zwei Fälle unterscheiden, den fest eingebauten und den schwingenden Kreisel. Der erstere hat neben schwerwiegenden Nachteilen den Vorzug einer unmittelbaren stabilisierenden Wirkung bei plötzlich einsetzenden Böen; er dürfte sich bei richtiger Anordnung und Betätigung der Steuerflächen unter Umständen recht nützlich erweisen. Selbstverständlich muß er so eingebaut sein, daß er nach Belieben des Piloten mit einem Handgriff für die Stabilisierung ein- und ausgeschaltet werden kann. Im allgemeinen sind jedoch schwingende Kreisel vorzuziehen.

Oberingenieur **Kober**, Friedrichshafen: Zur völligen Stabilisierung sind zwei Kreisel nötig, die nach meiner Ansicht nur als schwingende Kreisel in Frage kommen: einer zur Erhaltung der Längsstabilität und einer für die Querstabilität. Da sich jedoch beide Kreisel gegenseitig stören würden, so muß man sich für einen Kreisel entscheiden. Aus technischen Gründen wird man sich für den Querstabilisierungskreisel entscheiden, da seitliche Schwankungen und seitliche Richtungsänderungen ihrer Natur nach zusammengehören. Wir haben zurzeit einen Apparat im Bau, bei dem ein Kreisel auf ein Seitensteuer wirkt, um die Querstabilität zu erhalten.

Geheimrat **Grübler**, Dresden: Praktische Bedeutung hat nur die indirekte Benutzung des Kreisels, indem man durch ihn die Steuerflächen betätigen läßt. Mir ist kürzlich von einem meiner Schüler ein wirklich gutes Projekt vorgelegt worden; da es zurzeit noch nicht patentiert ist, kann ich leider nichts Näheres darüber sagen. Die Idee ist durchführbar, es sind alle möglichen Schwierigkeiten berücksichtigt. Leider hat der Erfinder kein Geld und es wäre dringend zu wünschen, daß er Unterstützung fände.

Oberingenieur **Basenach**: Die theoretischen, grundlegenden Fragen der Verwendung des Kreisels als Stabilisierungsorgan sind meines Dafürhaltens als gelöst zu betrachten. Ich weise nur auf die Behandlung dieses Problems in dem Aufsatz von Fuchs und Katzmeyer, Zeitschr. des Vereins deutscher Ingenieure, Jahrg. 1910, Nr. 37 und 38, und das ausgezeichnete Werk von Klein und Sommerfeld „Theorie des Kreisels“ hin. Ich selbst habe mich durch eingehende Versuche von der Übereinstimmung der Praxis mit den aufgestellten theoretischen Erwägungen überzeugt und bin zu der Ansicht gelangt, daß eine Stabilisierung der Flugmaschinen durch Kreisel bei geschickter Ausnutzung der heutigen Hilfsmittel Aussicht auf Erfolg hat.

2) Prof. **G. v. d. Borne**, Breslau.

Über Strömungserscheinungen an Hindernissen.

Seit etwa einem Jahre beschäftigen mich Versuche, die Bewegungen der Luft bei der Strömung um Hindernisse sichtbar zu machen.

Es wurde dabei der in Fig. 1 wiedergegebene Apparat benutzt. In einem vertikal stehenden quadratischen Kanal (Querschnitt 450×450 mm, Länge 1000 mm) erzeugt ein oben aufgesetzter, elektrisch betriebener Schraubenventilator einen aufwärts gerichteten Luftstrom. Die Tourenzahl des Ventilators kann durch einen dem Motor vorgeschalteten Regulierwiderstand eingestellt und so die gewünschte Strömungsgeschwindigkeit erreicht werden. Die durch den Ventilator erreichte Depression, die für die Strömungsgeschwindigkeit maßgebend ist, läßt sich an einem Manometer ablesen.

Um den Luftstrom zu ordnen sind vor und hinter dem Kanal Röhrensysteme eingeschaltet. Sie wurden hergestellt durch Aufeinanderschichten von Wellpappe, wie sie zu Verpackungszwecken verwendet wird. Durch Tränken mit Paraffin ist der Pappe die nötige Widerstandskraft verliehen. Wellenhöhe und Wellenbreite betragen je 5 mm, die Röhrenzahl jedes Systemes ist rd. 8000, die Röhrenlänge je 200 mm. Über und unter den Röhren angeordnete Drahtsiebe schützen sie vor Beschädigungen und vor dem Eindringen von Fremdkörpern. Ehe sie angebracht waren, benutzten Insekten die Röhren als Schlupfwinkel und willkommene Nistgelegenheit. Auch tragen die Siebe weiter zur Beruhigung der Strömung bei.

Diese ist in sehr weitgehendem Maße gelungen. Wenn keine Temperaturunterschiede herrschen (etwa bestehende lassen sich durch kräftige Ventilation leicht beseitigen), durchziehen die Stromfäden den hindernisfreien Kanal ganz gradlinig. Etwa 5 cm von den Wandungen ist die Strömung am schnellsten, von da bis zur Mitte fällt sie um etwa 10% ab. Um den Aufbau der Hindernisse bequem zu haben, lassen sich drei von den Kanalwandungen herausnehmen. In die vierte ist als Träger für die Hindernisse ein kreis-

förmiges, drehbares Tischchen eingebaut, das sich ebenfalls nach außen herausnehmen läßt. Die Stellung des Tischchens

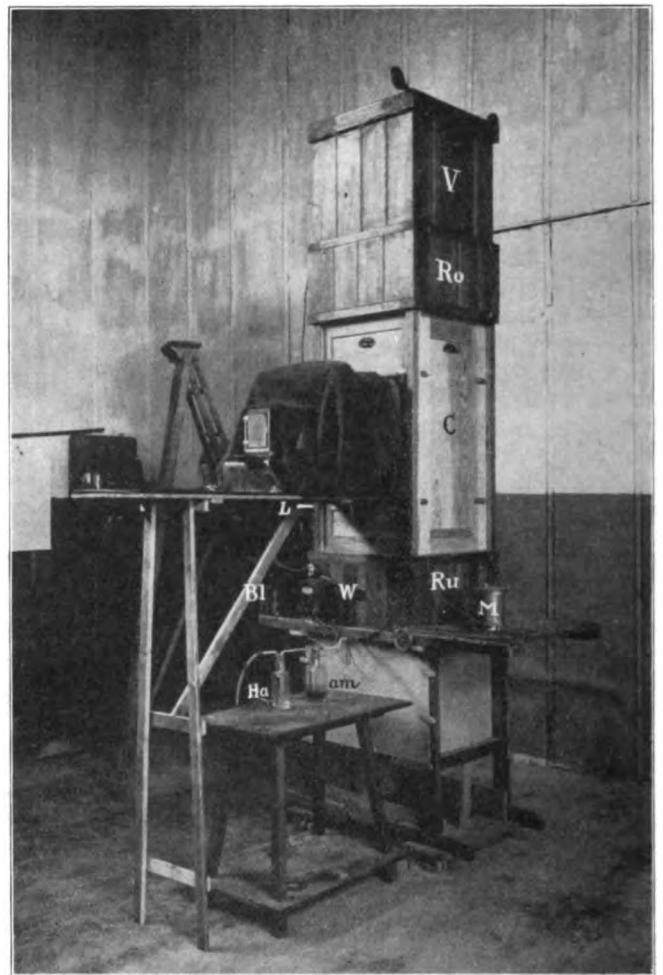


Fig. 1. Strömungsapparat.

V Ventilorkammer, Ro u. Ru oberes und unteres Röhrensystem zur Ausglättung der Stromlinien, C Kanal (Beobachtungsraum), W Vorschaltwiderstand zur Regulierung des Ventilator-motors, M Manometer (mit V verbunden), HCl Flasche mit Salzsäure und Am Flasche mit Ammoniak zur Erzeugung des Salmiaknebels, L Asbestplatte zum Auflegen des Blitzlichtzylinders, Bl Zündbatterie.

und damit die Richtung, die ein Hindernis gegen die Richtung der ungestörten Strömung einnimmt, läßt sich auf 0,1° ablesen.

In die diesem Tischchen gegenüberliegende Kanalwandung ist eine Spiegelglasscheibe so eingelassen, daß sie

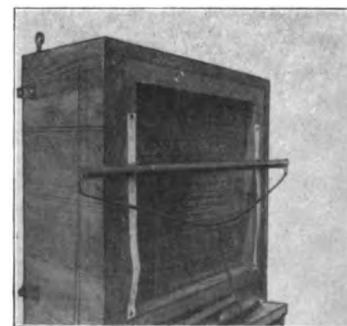


Fig. 2. Rohrsystem der Einstromungsseite des Strömungsapparates mit Röhre zur Erzeugung des Rauchsleiers.

mit ihr bindend abschneidet. Sie dient zur Beobachtung des Kanalinneren. Für photographische Aufnahmen kann vor ihr ein entsprechender Vorbau angebracht werden, wie das auf der Figur zu sehen ist. Die Beleuchtung geschieht

durch eine in der von der Beobachtungsseite links liegenden Kanalwand angebrachte Scheibe. Mit Ausnahme dieser beiden Scheiben sind die ganzen Innenwände des Kanals mit tiefschwarzem Sammet bekleidet.

Die Bewegungsvorgänge werden durch feine Rauchfäden sichtbar gemacht, die in den Luftstrom eingelagert werden. Sie bestehen aus Salmiaknebeln, die aus einer Reihe von Öffnungen austreten. Diese lassen sich einzeln öffnen und schließen und das Rohr, in dem sie angebracht sind, läßt sich beliebig verschieben. Dadurch kann dem Nebelschleier leicht die gewünschte Struktur und Lage gegeben werden. Die Salmiaknebel dürfen nicht in das Laboratorium gelangen, da sie sonst ein intensives Rosten aller blanken Eisenteile veranlassen. Der Apparat steht deshalb bei ihrer Verwendung unter einem ins Freie führenden Abzuge. Die Nebel werden so hergestellt, daß ein Luftstrom zuerst durch Salzsäure und dann über eine Ammoniaklösung geleitet wird. Die Röhren werden dabei zu den beiden Flüssigkeitsspiegeln so eingestellt, daß der austretende

bleibender Breite hinter dem Hindernis her. Von einem schnellen Schluß der Stromlinien und dem dadurch bedingten Erlöschen des Wirbelfeldes, wie es stattfindet, wenn in engen Räumen beobachtet wird, wo die Wirbelenergie schnell in die Seitenwandungen abfließen kann, ist nirgends etwas zu bemerken.

Die periodische Ablösung der Wirbel weist darauf hin, daß die Widerstandsphänomene zeitlich nicht konstant sein können. Angriffspunkt, Richtung und Größe der hydrodynamischen Kräfte müssen in der Periode der Wirbelfolge schwanken.

Im übrigen sei auf die zu den einzelnen Figuren gegebenen Erläuterungen verwiesen.

Die Versuche werden fortgesetzt und wird s. Z. über deren Ergebnisse ausführlich berichtet werden.

Diskussion.

Prof. Ahlborn, Hamburg: Der Unterschied, den Herr Prof. v. d. Borne bezüglich der Ausdehnung des Wirbelraumes



Fig. 3.

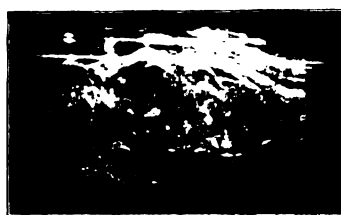


Fig. 4.



Fig. 5.

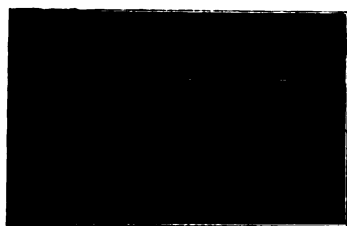


Fig. 6.

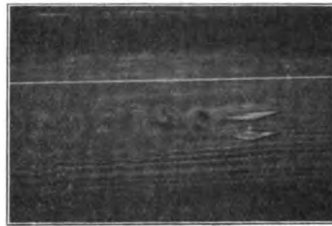


Fig. 7.

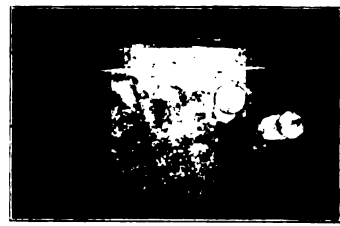


Fig. 8.

Fig. 3. 1 Platte, 40 mm breit, die Rauchfäden sind zu schnell und legen sich deshalb in Falten. Fig. 4. 1 Platte, 90 mm breit, unter 40° gegen die Stromrichtung geneigt. Fig. 5. 1 Platte, Breite 40 mm, Neigung 5°. Fig. 6. 2 Platten, Breite und Abstand 40 mm, Neigung 20°. Fig. 7. 2 Platten, Breite und Abstand 40 mm, Neigung 20°. Fig. 8. 2 Zylinder, 30 mm Durchm., 70 mm Mittenabstand, unter 20° gegen die Stromrichtung verschränkt.

Die sämtlichen Hindernisse sind 450 mm lang und reichen von einer Kanalwandung bis zur anderen. Nur bei Fig. 3 schneidet die Platte in der störungsfreien Höhe des Rauchschleiers ab, der in die Mitte des Kanals gelagert ist, so daß die Platte von ihm überflutet wird.

Nebelstrom die gewünschte Dichte hat und schwach alkalisch reagiert. Die Stärke dieses Luftstromes muß regulierbar sein, damit man die Geschwindigkeit der Fäden genau gleich der des Hauptstromes machen kann. Sonst sind Störungen unvermeidlich. (Siehe z. B. Fig. 3.)

Die photographische Aufnahme geschieht entweder im Sonnenlicht, das aber im Winter auch bei klarem Himmel und zur Mittagszeit nicht intensiv genug ist, oder mit Magnesiumblitzpulver. Für eine Aufnahme werden dabei 10 bis 15 Blitzlichtpulver der A. G. f. A. 40 cm vor der Beleuchtungsscheibe verbrannt. Um unverbranntes Verstäuben zu verhindern, wird das abgewogene Pulver durch alkoholische Schellacklösung zu einem festen zylindrischen Körper verkittet und dieser nach dem Austrocknen am oberen Ende durch einen elektrisch glühenden Draht entzündet.

Zu den mit dem Apparate gemachten Aufnahmen läßt sich im allgemeinen das folgende bemerken: an den Kanten der plattenförmigen Hindernisse ist das Ablösen der Wirbel, das abwechselnd an der einen und der anderen Seite erfolgt, und das Ineinandergreifen der Einzelwirbel sehr schön zu beobachten. Die Wirbelstraße zieht in annähernd gleich-

hinter Platten beobachtet hat, ist in Wirklichkeit nicht vorhanden. Daß die Erscheinung in der Luft bei Anwendung von Rauchfäden anders aussieht, rührt davon her, daß die Rauchfäden durch die Wirbelung hinter den Platten zerstört werden. Im Wasser kann man die Erscheinung an den bewegten festen Signalen viel besser beobachten; bei meinen kinematographischen Aufnahmen ist die Entstehung der Wirbel deutlich zu verfolgen. Leider stehen für derartige Versuche nicht genügend Geldmittel zur Verfügung.

Prof. Prandtl, Göttingen: Herr v. d. Borne sprach vorhin von der Energie im Wirbelraum; mir scheint es nützlicher, zu solchen Betrachtungen die Bewegungsgröße heranzuziehen. Die Energie der Wirbel nimmt in der Strömungsrichtung ab, die Bewegungsgröße dagegen bleibt, soweit nicht Reibungseinflüsse von festen Wänden hinzukommen, konstant. Im Falle einer unbegrenzten Flüssigkeit findet sich beliebig weit hinter dem störenden Körper noch die volle Bewegungsgröße nur meist ausgebreitet auf eine größere Flüssigkeitsmasse. In den letzten Tagen hat Herr Dr. v. Kármán, hier, durch theoretische Untersuchung der Wirbelsysteme hinter einer unendlich langen Platte gefunden, daß die Wirbel nur bei einer gewissen Stellung zueinander stabil sind, durch Versuche ist dies auch bestätigt worden; photographische Aufnahmen hiervon sind in der Ausstellung zu sehen. Dann

möchte ich noch auf die Wirbelbildung hinter einer schräggestellten Platte hinweisen. Von den Enden der Platte gehen zwei nach hinten gerichtete Wirbelzöpfe aus; die Richtung der Rotation ist so, daß in der Symmetrieebene hinter der Platte eine nach abwärts gerichtete Luftbewegung vorhanden ist; die in der Versuchsanstalt angestellten Messungen über den Widerstand eines Höhensteuers hinter einer Tragfläche ergaben sehr gute Übereinstimmung mit einer auf diese Erscheinung gegründeten Theorie.

Über die Entstehung der Wirbel haben wir Versuche im Wasser gemacht, welche zeigen, daß die Wirbel hinter einem Körper aus der dem Körper anhaftenden dünnen Grenzschicht entstehen, in der die Reibung eine Verzögerung der Strömung hervorruft. Es zeigt sich, daß sie sich nicht ausbilden können, wenn man durch künstliche Bewegung der Wandflächen dafür sorgt, daß überall die Teile der Wand der angrenzenden Flüssigkeit voreilen. Läßt man z. B. zwei dicht nebeneinander stehende Zylinder in entgegengesetzter Richtung rotieren (s. Fig. 9), so kann man erreichen, daß

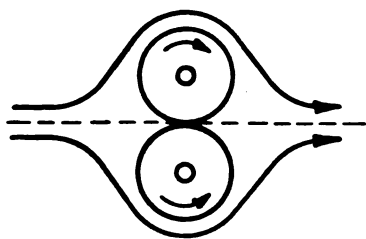


Fig. 9.

die Stromlinien sich hinter den Zylindern wieder vollständig schließen. Auch von solchen Strömungen finden Sie Bilder in der Ausstellung.

Dr. v. Kármán, Göttingen: Herr Prof. Prandtl hatte bereits die Liebesswürdigkeit, auf meine Untersuchungen über die Ausbildung von Wirbeln hinter einer unendlich langen Platte hinzuweisen. Ich möchte dazu noch einige Worte sagen (Fig. 10). Die Wirbel, die sich von den beiden Seiten der Platte lösen, sind gegeneinander um den halben Ab-

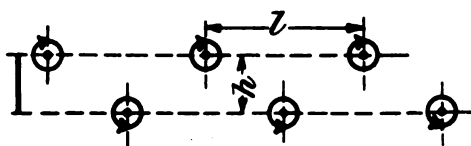


Fig. 10.

stand l versetzt. Zwischen der Entfernung h der beiden Wirbelreihen und dem Abstand l der Wirbel einer Reihe voneinander besteht die Beziehung $\frac{l}{h} = 2,78$, die Versuche ergaben eine sehr gute Übereinstimmung hiermit. Wenn die Erscheinung bisher noch nicht aufgefallen ist, so rührt dies daher, daß die Betrachtung nur für zweidimensionale Strömung gilt, daß aber Platten, die wir im allgemeinen schon als lang bezeichnen, noch weit davon entfernt sind, eine Annäherung an die unendlich langen Platten zu geben. Die Theorie liefert auch das Verhältnis $\frac{u}{U}$, wo u die Fortschritts- und Geschwindigkeit der Wirbel, U die Strömungsgeschwindigkeit des Wassers ist. Die sekundlich erzeugte Impulsmenge ist gleich dem Widerstand, und so kann die Widerstandsziffer, wenn auch nicht rein theoretisch berechnet, doch auf Größen zurückgeführt werden, die ohne Kraftmessung unmittelbar aus dem Strömungsvorgang entnommen werden können.

Prof. Runge, Göttingen: Die periodische Ablösung der Wirbel dürfte eine Erklärung für das Pfeifen einer durch die Luft bewegten Gerte abgeben.

Prof. Ahlborn: Hierbei spielt auch noch die Beschaffenheit des Randes der Fläche eine große Rolle. Man denke nur an den lauten Flügelschlag der Rebhühner im Gegensatz zu dem der Eulen. Letztere haben leichtbewegliche Fransen an den Rändern der Flügel.

Oberingenieur Basenach, Berlin: Bei Schleppversuchen mit großen Modellen, die wir zur Ermittlung des Wider-

standskoeffizienten anstellten, ist es uns nicht möglich gewesen, einen gleichmäßigen Verlauf der von den Instrumenten aufgezeichneten Kurven zu erzielen. Nach dem, was ich hier eben gehört habe, dürfte die Erklärung dafür in der periodischen Ablösung der Wirbel zu suchen sein.

Prof. v. d. Borne (Schlußwort): Es handelt sich bei den eben gezeigten Bildern noch um Anfangsversuche. Ich hoffe, die Einrichtungen noch weiter vervollkommen zu können und vor allem die »Signale« noch besser auszubilden. Versuche in der Luft bieten mancherlei Vorteile gegenüber dem Wasser: Der Energiebedarf ist geringer, die Apparate sind einfacher und die Genauigkeit ist größer. Der Hauptnachteil ist der störende Einfluß, den wechselnde Temperatur ausübt. Es lassen sich noch weitere wichtige Fragen durch solche Versuche klären. Man kann auch meteorologische Strömungsmodelle herstellen, die etwa die Erscheinungen des Föhn oder Luftbewegungen in der Nähe der Erdoberfläche nachahmen. Es wäre wünschenswert, wenn solche Versuche mehr Unterstützung fänden.

II. Fachsitzung am 4. Nov., 4 Uhr nachm.

3) Prof. Dr. Friedr. Ahlborn, Hamburg.

Demonstration einiger kinematographischer Aufnahmen von Flüssigkeitsbewegungen.

Wie die vorangegangenen Vorträge und Diskussionen gezeigt haben, ist die Frage der Entstehung der Wirbel für das Verständnis der gesamten Widerstandserscheinungen von grundlegender Bedeutung. Auf die von Herrn Professor Prandtl gegebene Anregung bin ich daher gern bereit, Ihnen einige von mir hergestellte kinematographische Filme vorzuführen, die geeignet sind, zur Klärung dieser Frage beizutragen.

Der erste Film veranschaulicht das Entstehen der Wirbel hinter einer eingetauchten Platte in der Form der Oberflächenströmungen. Platte und Kamera sind an einem Wagen fest miteinander verbunden. Die Platte wird geradlinig durch das mit Bärlappspamen bestreute Wasser geführt, die Kamera steht senkrecht darüber; man hat daher die Erscheinung einer Strömung gegen einen ruhenden Gegenstand. Sie sehen zunächst die Platte im ruhenden Wasser, dann den Beginn der Bewegung und die Entstehung des ersten Wirbelhalbringens hinter den Plattenrändern, sein schnelles Wachstum, Zurückweichen und Abreißen, einen Augenblick das sog. »Tote Wasser« mit der seitlichen Grenzschicht (Stokes' »rift«) — und erneute Wirbelbildung. In dem Augenblick, wo die Bewegung des Wagens aufhört, erfolgt die Entladung der im Nachlauf (Wirbelfeld) aufgespeicherten Energie gegen die Rückseite der Platte, seitliches Abströmen um die Ränder nach vorn und entgegengesetzt drehende Wirbelung an der Vorderseite. — (Auf Wunsch erfolgte wiederholte Vorführung der Projektion.)

Eine mit dem Film vereinigte Aufnahmereihe über die Entstehung der Schiffswellen ist hier nicht von Interesse. Dagegen wird die kinematische Aufnahme der Vorgänge an einer Schiffsschraube, die am festen Ort im Wasser arbeitet, Ihre Aufmerksamkeit mehr in Anspruch nehmen. Man sieht, wie zu Beginn der langsam einsetzenden Drehung am Umfang der Schraube ein spiralförmiger Wirbelring entsteht, der sich schnell nach hinten entfernt und gleichsam den Kopf des zylindrischen Schraubenstrahls bildet. Vor der Schraube sieht man die Beschleunigung der Wasserteilchen und das Einsinken in den Schraubenraum. Für die genauere Beobachtung der weiteren Einzelheiten wie die Entstehung der aus dem Wirbelring erwachsenden Spitzenwirbel, die Druckminima hinter den einschneidenden Rändern der Schraubenflügel und die durch sie bewirkte tangential Ablenkung der in radialen Ebenen von vorn hereinkommenden Stromlinien — reichen

die kinematographischen Bilder wegen ihrer Kleinheit im Original nicht aus. Hierfür habe ich eine große Zahl stereoskopischer Einzelaufnahmen angefertigt, an denen die Vorgänge von allen Seiten betrachtet und in den Einzelheiten verfolgt werden können. Einige dieser Aufnahmen und andere, wie die Strömungen an Luftschiffen, Platten usw., hat das Institut für angewandte Mechanik von mir erworben; sie liegen nebst den nötigen Stereoskopen zur Ansicht in der Ausstellung.

Diskussion.

Prof. **Prandtl**, Göttingen: An den eben gezeigten Aufnahmen war sehr deutlich die Bildung der Wirbel zu sehen. Vielleicht ist es mir gestattet, auf diese Wirbelbildung etwas näher einzugehen. Wie ich schon gestern andeuten konnte, hängt die Wirbelbildung aufs engste mit der durch die Reibung zurückgehaltenen Grenzschicht der Flüssigkeit zusammen. Da, wo die Flüssigkeit verzögert strömt, wo also Kräfte bestehen, die die Flüssigkeitsbewegung zu hemmen streben, werden die Teile der Grenzschicht, deren Geschwindigkeit kleiner ist als die der freien Flüssigkeit, früher zum Stillstand gebracht als diese, und es bildet sich durch Ansammlung von Grenzschichtmaterial, das durch die Reibung in Rotation versetzt ist, ein Wirbel aus. Bei der Platte, die wir im Kinematographen sahen, löste sich die Grenzschicht zunächst an den Plattenrändern ab, es bildeten sich zwei kleine Wirbel, die bis zu einer gewissen Größe anwuchsen und dann den Plattenrand verließen. Bei abgerundeten Körpern, wie z. B. bei einem quer zur Strömungsrichtung stehenden Kreiszylinder, findet man ganz dieselben Erscheinungen, obwohl hier keine scharfen Kanten vorhanden sind. Nach der erwähnten Überlegung ist dieses Verhalten auch ganz verständlich. Die Wirbelbildung unterbleibt, wenn die Wände sich mit der Flüssigkeit mitbewegen. Bei einem rotierenden Zylinder bildet sich nur ein Wirbel aus, und zwar auf derjenigen Seite, wo Wand und Flüssigkeit in Gegenbewegung sind. Bei zwei rotierenden Zylindern kann man, wie ich gestern schon erwähnte, die Wirbelbildung gänzlich vermeiden.

Dr. **v. Kármán**, Göttingen: Die schönen Aufnahmen, die wir eben gesehen haben, scheinen mit meinen Untersuchungen im Widerspruch zu stehen. Die Erklärung liegt darin, daß bei endlich langen Platten die Verhältnisse ganz anders liegen können, wie bei dem von mir untersuchten zweidimensionalen Fall, auch kann möglicherweise die Nähe der Kanalwände einen Einfluß haben.

Geh. Rat **Riecke**, Göttingen: Die Vorgänge, die uns Herr Prof. Ahlborn soeben gezeigt hat, erinnern an ähnliche Erscheinungen, die bei Lippenpfeifen von Wachsmuth u. a. festgestellt worden sind.

Prof. **Ahlborn** (Schlußwort): M. H.! Ich kann nicht schließen, ohne meinem tiefen Bedauern Ausdruck zu geben, daß ich vor Jahresfrist genötigt war, mein mit so vieler Mühe errichtetes Privatlaboratorium aus Mangel an Mitteln eingehen zu lassen. Die wertvollen Einrichtungen und Instrumente liegen auseinandergerissen und verstaubend auf einem Hausboden. So viele dringende, zum Teil schon weit vorgeschrittene Untersuchungen, wie die über die Schiffsschrauben, Aeroplanströmungen, Schiffsströmungen und manches andere mußten unvollendet abgebrochen werden. Es sollte mich freuen, wenn die heutige Versammlung dazu beitragen würde, mir die Wiederaufnahme der Arbeiten zu ermöglichen. —

4) Prof. L. Prandtl, Göttingen.

Ergebnisse und Ziele der Göttinger Modellversuchsanstalt.

Wollen Sie mir erlauben, Ihnen in kurzen Zügen die Ziele darzulegen, welche wir uns mit der hiesigen Modellversuchsanstalt gesteckt haben. Dabei wird sich auch Gelegenheit ergeben, über unsere bisherigen Ergebnisse zu sprechen; freilich wird es bei der Kürze der zur Verfügung stehenden Zeit vielfach nötig sein, sich auf kurze Hinweise zu beschränken.

Zunächst ist es wohl zweckmäßig, einige kurze Erläuterungen über unsere Einrichtungen vorzuschicken. Wir besitzen einen künstlichen Luftstrom, der einen Kanal von 2×2 m Quadratquerschnitt ausfüllt. Seine Geschwindigkeit ist in feinen Stufen von 1,5 bis 10 m/Sek. regelbar. Die Geschwindigkeitsverteilung über den Querschnitt ist mit Aufwand vieler Mühe leidlich gleichförmig gemacht. Ein solcher Luftstrom läßt sich zu einer Reihe verschiedener Zwecke verwenden. Zunächst kann man ihn zur Eichung von Geschwindigkeitsmessern benutzen, was mehrfach geschehen ist. Seine eigentlichen Aufgaben aber sind:

1. Messung des einfachen Luftwiderstandes (Widerstand in der Bewegungsrichtung).
2. Messung des zusammengesetzten Luftwiderstandes (Widerstand, Auftrieb, Drehmomente).
3. Untersuchung von Luftschrauben (Messung von Schub- und Drehmoment in Abhängigkeit von Tourenzahl und Windgeschwindigkeit).

Zu diesen dynamischen Messungen kommen noch:

4. Versuche über die Strömungsformen der Luft (photographische Festlegung unter Verwendung von Rauch u. dgl.).

Die Beschreibung der technischen Einrichtungen glaube ich übergehen zu dürfen, da sie ja bei der Besichtigung der Anstalt in natura studiert werden können und außerdem längst beschrieben sind¹⁾.

Lassen Sie mich nun zunächst von unseren verschiedenen Zielen sprechen; an die dabei zu machende Einteilung sollen sich die einzelnen Auseinandersetzungen über die bereits gelösten und über die viel größere Zahl der noch zu lösenden Aufgaben angliedern.

Wir wollen mit unseren Versuchen

1. der Praxis unmittelbar dienen, indem wir ihr Zahlwerte liefern, die sie nötig hat;
2. durch systematische Versuchsreihen die Gesetzmäßigkeiten des Luftwiderstandes für die wichtigsten Klassen von Objekten erforschen;
3. die Ergebnisse theoretischer Untersuchungen prüfen und, wenn nötig, durch experimentelle Zahlwerte ergänzen;
4. unsere eigenen Meßmethoden durch sorgfältiges Studium der Geschwindigkeitsmessung, der Druckmessung, der Fehlereinflüsse von Kanalwänden und Befestigungsteilen, und durch Studium der Modellgesetze auf eine möglichst sichere Basis bringen.

Die Einzelausführungen mögen sich an diese Einteilung anschließen:

Zu 1. An Messungen, die der Praxis unmittelbar dienen sollen, sind bisher ausgeführt: Messung der Luftwiderstandsziffern für Drähte und Seile²⁾, Bestimmung des Widerstandes von Ballonmodellen verschiedener Form³⁾, Ermittlung von Auftrieb, Widerstand und Druckmittelpunkt von Tragflügeln verschiedener Formen und Profile, Ermittlung von Auftrieb, Widerstand und Drehmoment bei schräggestellten Ballonkörpern und Bestimmung der erforderlichen Stabilisierungsflächen⁴⁾, schließlich Eichung von Geschwindigkeitsmessern.

Alle hier aufgezählten Versuchsarten sind bereits mehrfach im Auftrage von Privaten und Gesellschaften

¹⁾ Siehe Ztschr. d. Ver. deutsch. Ing. 1909 und Jahrbuch d. Motorluftschiff-Studienges. 1908/10.

²⁾ Vgl. Mitteilung 6 der Göttinger Modellversuchsanstalt, Ztschr. f. Flugt. u. Motorl. 1910, S. 259.

³⁾ Vgl. Mittlg. 3 der Göttinger Modellversuchsanstalt, Ztschr. f. Flugt. u. Motorl. 1910, S. 130.

⁴⁾ Vgl. Mittlg. 4 der Göttinger Modellversuchsanstalt, Ztschr. f. Flugt. u. Motorl. 1910, S. 161.

ausgeführt worden; die Ergebnisse solcher Versuche im fremden Auftrag sind nicht veröffentlicht worden.

In Aussicht genommen sind folgende weitere Versuche: Bestimmung des Widerstandes von Bootskörpern von Flugmaschinen¹⁾, Einfluß des Einbaues von Bootskörpern in die Tragflächen, Einfluß des Schraubenwindes auf die Tragflächen; Einfluß der Oberflächenbeschaffenheit und event. der Durchlässigkeit der Oberfläche auf den Widerstand; Ermittlung des Luftreibungswiderstandes verschiedener Flächen.

Zu 2. An systematischen Versuchsreihen sind bisher durchgeführt solche über die Luftkräfte an ebenen und gewölbten, rechteckigen Platten von verschiedenem Wölbungsprofil und Seitenverhältnis²⁾. Die Ergebnisse dieser Versuche erwiesen sich als sehr viel verwickelter als man von vornherein erwarten mochte. Es ergaben sich z. B., wenn man den Auftrieb (oder Widerstand) einer Platte in Abhängigkeit vom Neigungswinkel betrachtet, statt des alten Sinusgesetzes drei bis vier verschiedene, unstetig aneinander anschließende Gesetze.

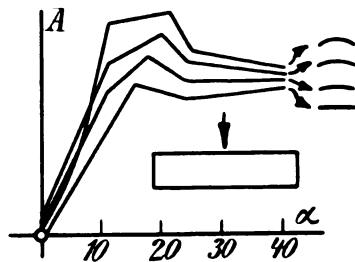


Fig. 1.

Betrachtet man dabei aber das Gesamtbild, das sich für eine Serie von Platten, etwa von gleichbleibendem Format und verschiedenem Wölbungsverhältnis ergibt, so zeigt sich in diesen Unstetigkeiten ein ganz gesetzmäßiger Gang. Man wird beim Anblick der Kurven, wie sie in der Ausstellung nebeneinander zu sehen sind, zu der Annahme geführt, daß jedem einzelnen dieser unstetig aufeinanderfolgenden Gesetze verschiedene Formen der Luftströmung um die Fläche herum entsprechen müssen. Bemerkenswert ist auch, daß der Luftwiderstand in sehr starkem Maße von dem Format der Platte, d. h. von dem Verhältnis Breite : Länge abhängt. Als besondere Merkwürdigkeit hebe ich hervor, daß sich bei der quadratischen Platte für Neigungswinkel zwischen 38° und 42° zwei um etwa 40% voneinander verschiedene Widerstände ergeben. Führt man die Platte von kleineren Neigungswinkeln kommend in dieses Gebiet, so erhält man die größeren, im anderen Fall die kleineren Widerstände. Eine Erklärung hierfür kann nur so gefunden werden, daß die Luft in den beiden Fällen die Platte in verschiedenen Bewegungsformen umströmt; durch Zuleiten von Rauch konnten wir dieses auch bestätigen³⁾.

An die genannten Untersuchungen schlossen sich solche über den Einfluß der Abrundung von Flügelenden an⁴⁾; es zeigt sich dabei, daß die Abrundung von geringem Einfluß ist; bei stark gewölbten Platten brachte sie eine Verbesserung, bei schwach gewölbten lagen die Unterschiede innerhalb der Fehlergrenzen.

In Bearbeitung ist eine größere Versuchsreihe an Modellpropellern: ebene und gewölbte Flügel von drei

¹⁾ Nach Anregung von Prof. Benndorf (Graz).

²⁾ Vgl. die ausführliche Abhandlung von O. Föppl im Jahrb. der Motorluftschiff-Studienges. 1910/11, S. 51 u. f., ferner: Mitteilg. der Göttinger Modellvers.-Anstalt 1, 2 u. 5, Zeitschrift f. Flugt. u. Motorl. 1910, S. 87, 129 u. 193.

³⁾ Vgl. O. Föppl, Jahrb. d. Motorluftschiff-Studienges. 1910/11, S. 89.

⁴⁾ Vgl. Mitteilg. 7 d. Göttinger Modellvers.-Anst., Zeitschrift f. Flugt. u. Motorl. 1911, S. 83.

verschiedenen Breiten können mittelst einer Versuchsnahe, die in der Ausstellung aufliegt, zu zweien, dreien oder vierten zu einem Propeller vereinigt und unter verschiedenen Steigungswinkeln eingestellt werden. Die Flügelformen sind dabei in möglichst engem Anschluß an die früher gemessenen ebenen und gewölbten Platten durchgebildet; wir hoffen auf diese Weise Beziehungen zwischen beiden Versuchsreihen zu gewinnen, die auch von theoretischem Interesse sein dürften.

Beabsichtigt sind systematische Versuche über die Verhältnisse beim Doppeldecker, sowie Untersuchungen über dicke Flügelprofile von verschiedenen Umrißformen.

Zu 3. Zur Prüfung von theoretischen Ergebnissen wurde auch eine Reihe von Versuchen veranstaltet. Zunächst möchte ich eine Studie über die Druckverteilung an Ballonmodellen erwähnen¹⁾. Wir haben mittels mathematischer Methoden eine Reihe von Lenkballonformen ermittelt, für die sich auf Grund der Theorie die Strömungs- und Druckverhältnisse in einer idealen, reibungsfreien Flüssigkeit berechnen lassen. Die Modelle sind dann auf galvanoplastischem Wege in Kupfer ausgeführt worden und haben längs eines Meridians eine Reihe von Anbohrungen erhalten, mittels derer die Druckverteilung nun praktisch in der Versuchsanstalt gemessen worden ist. Es hat sich dabei eine sehr bemerkenswerte Übereinstimmung mit den theoretischen Resultaten ergeben. Nur am hinteren Ende, wo die dem Kielwasser analoge Wirbelschleppe ansetzt, zeigen sich Abweichungen in dem Sinne, daß der Druck nicht wieder zu derselben Höhe ansteigt, wie es die Theorie für die ideale Flüssigkeit fordert. Der Widerstand ist in der idealen Flüssigkeit gleich Null. Auch darin ergibt sich eine unverkennbare Annäherung an die Verhältnisse der idealen Flüssigkeit, daß der Druckwiderstand der besten Modelle zwar nicht Null, aber doch nur etwa $1/30$ von dem einer Platte von gleichem Querschnitt war.

Eine andere theoretische Untersuchung bezog sich auf die Strömungsverhältnisse der Luft hinter einem Aeroplan. Der vom Aeroplan erzeugte Auftrieb ist nach dem Prinzip von Aktion und Reaktion notwendig verknüpft mit einem absteigenden Luftstrom hinter dem Aeroplan. Es hat sich nun als sehr nützlich erwiesen, die näheren Umstände dieses absteigenden Luftstromes zu untersuchen. Es zeigt sich, daß der absteigende Luftstrom durch ein Wirbelpaar

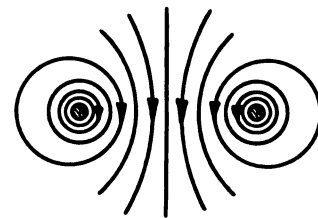


Fig. 2.

gebildet wird, dessen Wirbelfäden von den Flügelenden des Aeroplans ausgehen. Der Abstand der beiden Wirbel ist gleich der Spannweite des Aeroplans, die Wirbelstärke gleich der Zirkulation der Strömung um den Aeroplan; die Strömung in der Umgebung des Aeroplans läßt sich vollständig angeben durch Überlagerung der gleichförmigen Strömung mit der eines in nebenstehender Weise aus drei geraden Stücken zusammengesetzten Wirbels.

Derartige Betrachtungen haben sich bereits sehr gut bewährt beim Studium der Beeinflussung einer Steuerfläche durch die vorausgehende Tragfläche²⁾. Das vorhin

¹⁾ Vgl. Mitteilg. 8 d. Göttinger Modellvers.-Anst., Zeitschrift f. Flugt. u. Motorl. 1911, S. 165.

²⁾ Mitteilg. 9 der Göttinger Modellvers.-Anst., Zeitschrift f. Flugt. u. Motorl. 1911, S. 182.

angedeutete Strömungssystem ergibt an der Stelle, wo sich das Steuer befindet, einen ganz bestimmten absteigenden Luftstrom, dessen Stärke von dem Auftrieb der Tragfläche abhängt; dementsprechend erhält die Steuerfläche in der wagrechten Lage Abtrieb, der erst bei einer bestimmten Aufdrehung verschwindet. Die beobachtete Aufdrehung

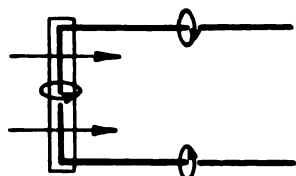


Fig. 3.

stimmt in sehr befriedigender Weise mit der berechneten überein.

Dieselbe Theorie liefert durch Betrachtung der Veränderungen der Strömung am Aeroplan selbst, die von den seitlichen Wirbeln herrühren, eine Beziehung über die Abhängigkeit des Auftriebes von dem Seitenverhältnis des Aeroplans; sie liefert insbesondere eine Möglichkeit, die Versuchsergebnisse auf den unendlich breiten Aeroplan zu extrapolieren. Von den extremsten von uns gemessenen Seitenverhältnissen (1 : 9) bis zum Seitenverhältnis $1 : \infty$ erhöhen sich dabei die Auftriebe noch ganz bedeutend, um etwa 30 bis 40%. Wie ich hier beifügen will, hatte diese Extrapolation das bemerkenswerte Ergebnis, daß die Resultate der Kuttaschen Theorie des unendlich breiten Aeroplans — wenigstens in dem Bereich kleiner Wölbungen und kleiner Steigungswinkel — durch die Ergebnisse des Experiments wohl bestätigt werden.

Ausgehend von derselben Gedankenreihe, kann man auch die Aufgabe behandeln, eine Aeroplanfläche so zu berechnen, daß der Auftrieb in bestimmter, vorgegebener Weise über die Breite des Aeroplans verteilt ist. Die Prüfung dieser Berechnung durch das Experiment steht allerdings noch aus, sie soll in der nächsten Zeit durchgeführt werden.

Als eine weitere beabsichtigte Untersuchung, die auch der dritten Gruppe (Prüfung der Theorie) angehört, erwähne ich die Prüfung der bestehenden Schrauben-theorien; wir wollen diese in der Weise ausführen, daß wir Schraubenmodelle, die nach den Angaben der einzelnen Theorien gearbeitet sind, auf ihre Güte und auf die Genauigkeit prüfen, mit der die der Rechnung zugrunde gelegten Daten und die Messungsergebnisse übereinstimmen. Weiter wollen wir durch photographische Aufnahmen des Strömungsbildes bei Luftschrauben die einer rationellen Schraubentheorie zugrunde zu legenden Annahmen zu klären versuchen.

Zu 4. Das sorgfältige Studium der eigenen Meßmethoden ist natürlich ein unbedingtes Erfordernis für die Zuverlässigkeit der erhaltenen Messungsergebnisse. Voran steht die Untersuchung der Einrichtungen, mit denen die Geschwindigkeit des Luftstromes gemessen wird, denn ein Fehler in der Geschwindigkeitsangabe würde sich in sämtlichen Ergebnissen der Versuchsanstalt widerspiegeln. Der hydrostatische Geschwindigkeitsmesser (Pitotröhre), den wir allein in unserer Anstalt verwenden, ist nach Erfahrungen, die wir schon seit längerer Zeit über die Frage der Luftgeschwindigkeitsmessung gesammelt haben, durchgebildet und jedes einzelne Exemplar in sorgfältigster Weise auf einer Rundlaufvorrichtung geeicht.

Über die Druckmessung, wie sie an den Ballonmodellen zur Verwendung kam, ist auch eine genauere Untersuchung angestellt worden. Es ist ja ersichtlich, daß man gerade

da, wo man den Druck messen will, ihn durch eine Unterbrechung der glatten Oberfläche, nämlich durch die Anbohrung, stört, und es ist daher fraglich, ob der durch solche Anbohrungen gemessene Druck gleich dem Druck an der ungestörten Oberfläche ist. Wir haben versucht, Aufklärung hierüber dadurch zu erhalten, daß wir an einem Probekörper solche Druckmessungen mit den verschiedensten Geschwindigkeiten und Lochgrößen gemacht haben. Die Abweichungen, die sich unter ganz verschiedenen Versuchsbedingungen ergeben haben, blieben dabei in der Gegend von 1%.

Gegenstand unseres Studiums waren auch die Haltevorrichtungen. Es ergab sich dabei, daß die Kräfte, die von den Haltevorrichtungen aufgenommen wurden, in vielen Fällen sehr beträchtlich waren, obwohl wir uns bemühten, die Haltevorrichtungen so dünn wie nur möglich zu gestalten. Als Beispiel will ich erwähnen, daß die sechs Stahldrähte von etwa $\frac{1}{8}$ mm Stärke, die unsere kupfernen Ballonmodelle tragen, Widerstände ergeben, die bei den guten Modellen, deren Widerstand eben sehr klein ist, bis zu 30% des zu messenden Widerstandes ausmachen.

Sehr notwendig sind auch Untersuchungen über den Einfluß der Modellgröße und der Geschwindigkeit sowie über die Wirkung der Kanalwände. Die Absicht, solche Versuche zu machen, haben wir bereits seit langem, aber es ist wegen anderer noch dringenderer Aufgaben bisher noch nicht dazu gekommen. Sie sollen demnächst begonnen werden. Wir wollen zunächst eine Serie von senkrecht zum Wind gestellten Kreisplatten verschiedenen Durchmessers bei den verschiedensten Windstärken durchmessen. Die Ergebnisse dieser Versuche sollen eine Art von Grundzahlen liefern, die zum Vergleich unserer Werte mit denen anderer Versuchsmethoden dienen sollen. An diese Versuche sollen sich solche mit Ballonmodellen und Tragflügeln anschließen. Theoretische Betrachtungen über die mechanische Ähnlichkeit ermöglichen es dabei, in den Resultaten die Einflüsse der absoluten Modellgröße und die Störungen, die von den Kanalwänden herrühren, zu trennen. Wie Ihnen Herr Dr. Blasius in seinem Vortrag noch näher auseinandersetzen wird, sind in Fällen, wo man von den Störungen der Wände absehen darf, die Luftwiderstandsziffern nur abhängig von dem Produkt Länge \times Geschwindigkeit. Vergleicht man demnach zwei Versuche, bei denen die Modellgröße verschieden, das erwähnte Produkt aber von gleicher Größe war, so ergibt eine Verschiedenheit in der Luftwiderstandsziffer einen reinen Einfluß der Kanalwände; vergleicht man andererseits die Widerstände ein und desselben Modells bei verschiedenen Geschwindigkeiten, so ist der Einfluß der Kanalwände derselbe und die Änderung der Luftwiderstandsziffer kommt lediglich auf Kosten der Änderung des Produkts Länge \times Geschwindigkeit.

Das Übertragungsgesetz, das zur Umrechnung von den Modellversuchen auf die Verhältnisse bei der großen Ausführung verhelfen soll, kann natürlich auf diese Weise nicht gefunden werden, denn diejenigen Werte des Produkts Geschwindigkeit \times Länge, die sich bei wirklichen Luftfahrzeugen ergeben, können bei Modellversuchen auf keine Weise erreicht werden. Es ist demnach durchaus erforderlich, daß — wie es in der Diskussion heute vormittag mehrfach betont worden ist¹⁾ — Versuche mit den großen Objekten und gegebenenfalls solche mit Zwischengrößen hinzukommen.

Ein Anfang in dieser Richtung ist bereits von den Zeppelinwerken durch ihre schönen Anfahr- und Auslauf-

¹⁾ In der allgemeinen Sitzung, vgl. das Protokoll in dem hier demnächst erscheinenden Versammlungsbericht.

versuche¹⁾ gemacht worden. Mit dem Wunsche, daß andere Werke ihnen hierin nachfolgen möchten, und daß vielleicht diese Göttinger Tagung den Anstoß dazu geben möchte, schließe ich meinen Bericht.

Von einer Diskussion wurde auf Antrag des Vorsitzenden, Herrn Geheimrat Dr.-Ing. Veith, mit Rücksicht auf die verfügbare Zeit abgesehen.

5) Dr. H. Blasius, Berlin.

Luftwiderstand und Reynoldssche Zahl.

(Das Ähnlichkeitsgesetz bei Reibungsvorgängen.)

I. Bei den Interpolationsformeln der Hydraulik, die die Widerstände in einer Strömung von der Geschwindigkeit v betreffen, wählt man als ersten Ansatz die Proportionalität der Druckhöhen $h = \frac{p}{\gamma}$ zur Geschwindigkeitshöhe $\frac{v^2}{2g}$, wobei dann die Kräfte K proportional dem spez. Gewicht γ , den vorkommenden Flächen F (Hauptspantfläche u. dgl.) und der Geschwindigkeitshöhe $\frac{v^2}{2g}$ werden²⁾.

$$K = k \cdot \gamma F \frac{v^2}{2g}$$

Die Bestimmung dieser Konstanten k erfolgt seltener auf theoretischem Wege, meist durch Eichung bzw. durch den Modellversuch.

Hierbei ist zu beachten, daß die Konstanten k nur dann wirklich konstant sind — also für zwei Vorgänge denselben Wert annehmen —, wenn der Stromlinienverlauf bei den verglichenen Vorgängen ähnlich ist.

II. Bei Modellversuchen mit Schiffen z. B. ist dies nur der Fall, wenn die Geschwindigkeiten bei Modell und Wirklichkeit sich wie die Wurzeln aus dem Längenverhältnis verhalten:

$$v \propto \sqrt{l},$$

woraus folgt, daß k Funktion von $\frac{v^2}{2gl}$ ist:

$$k = k \left(\frac{v^2}{2gl} \right).$$

Diese Regel gilt aber nur, wenn es sich um den Widerstand infolge Wellenbildung, um den Einfluß der Schwerkraft auf die Wasserströmung handelt. Der Einfluß der Oberflächenreibung muß in unseren Versuchsanstalten besonders berücksichtigt werden.

III. Bei Vorgängen, deren Ablauf nicht durch die Schwerkraft, sondern nur durch die innere Reibung beeinflusst wird, gilt nach Reynolds³⁾ das Gesetz, daß der Koeffizient k in der oben an die Spitze gestellten Formel

Funktion von $\frac{vl}{\nu}$ ist:

$$k = k \left(\frac{vl}{\nu} \right)$$

¹⁾ Ztschr. f. Flugt. u. Motorl. 1911, S. 241 u. 255.

²⁾ Die Form $K = k \cdot \gamma F \frac{v^2}{2g}$ ist im wesentlichen identisch mit der von der Göttinger Versuchsanstalt angenommenen Form

$$K = \psi \cdot \frac{\gamma}{g} F v^2.$$

Ich möchte aber die erste befürworten, weil der Begriff der Geschwindigkeitshöhe $\frac{v^2}{2g}$ allgemein geläufig ist. Im Schiffbau und bei den Rechnungen über den Druckverlust in Röhren hat sich deshalb auch die obige Form schon eingebürgert.

³⁾ Reynolds, Phil. Transact. of the Royal Soc. of London. Vol. 174 (1883) S. 935.

Hierin ist ν der kinematische Reibungskoeffizient (für Wasser von 15° C: $\nu = 0,0115 \frac{\text{cm}^2}{\text{Sek.}}$), der in dem Elementargesetz der laminaren Reibung:

$$\text{Schubspannung } \tau_{xy} = \nu \frac{\gamma}{g} \frac{\partial u}{\partial y}$$

vorkommt.

Aus diesem Gesetz ist der Schluß zu ziehen, daß bei Modellversuchen in gleicher Flüssigkeit (gleichem ν) die korrespondierenden Geschwindigkeiten im umgekehrten Verhältnis der Längen stehen müssen:

$$v \propto \frac{1}{l}$$

denn die Größe $\frac{vl}{\nu}$ muß bei Modell und Wirklichkeit denselben Wert haben, damit Ähnlichkeit der Strömungsvorgänge vorhanden ist.

IV. Dieses Ähnlichkeitsgesetz betrifft ebenso den Druckverlust in Röhren, wie den Oberflächenwiderstand von Platten, und auch den Widerstand von Luftschiffen, die sich ja im Luftmeer ohne freie Oberfläche bewegen. Die Stromverteilung ist hier in der Tat nur durch Reibungskräfte bestimmt: auch der sog. Formwiderstand, d. h. der Unterdruck und die Ablösungsstelle des Kielwassers ist nach der Prandtschen Grenzschichtentheorie auf Reibungseinflüsse zurückzuführen.

V. Experimentell bestätigt ist das Gesetz für den Luftwiderstand von Drähten¹⁾ in der Göttinger Versuchsanstalt und in der englischen Versuchsanstalt in Teddington. Für den Druckverlust in Röhren habe ich mich durch Bearbeitung des vorhandenen Materials sowie eigene Versuche von seiner Gültigkeit überzeugt. Für die Oberflächenreibung an Platten, die hier besonders interessieren dürfte, ergab die Auswertung der Versuche von Gebers²⁾ an Platten der Längen $l = 60$ bis 652 cm bei Geschwindigkeiten bis 500 cm/Sek. die Interpolationsformel:

$$k = 0,0246 \left(\frac{vl}{\nu} \right)^{0,136}$$

$$K = k \cdot \gamma F \frac{v^2}{2g}$$

Hierbei ist unter l die Plattenlänge in der Fahrtrichtung und unter F die gesamte benetzte Fläche zu verstehen.

k ist dem Ähnlichkeitsgesetz entsprechend nur von $\frac{vl}{\nu}$ abhängig³⁾.

VI. Das Gesetz der korrespondierenden Geschwindigkeiten

$$v \propto \frac{1}{l}$$

für Reibungsvorgänge hat eine für die Praxis äußerst unbequeme Form. Hat man z. B. ein im Maßstab $1:50$ verkleinertes Modell eines Luftschiffes, so müßten die Luftgeschwindigkeiten in der Versuchsanstalt das 50 fache der in Wirklichkeit vorkommenden Geschwindigkeiten erreichen. Damit käme man aber in den Bereich von Luftbewegungen, in dem die Elastizität nicht mehr zu vernachlässigen ist, und das macht Modellversuche für Luftschiffe in Luft unmöglich.

¹⁾ a) O. Föppel, Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1910, S. 259. b) B. Melville Jones, Technical Report of the Advis Comm. for Aeronautics 1910/11, S. 40.

²⁾ Gebers, Beitrag zur experimentellen Bestimmung des Wasserwiderstandes 1908, Verlag Der Schiffbau.

³⁾ Ein ausführlicher Bericht über diese Untersuchungen wird erscheinen in der Zeitschrift und den Forschungsheften des Vereins deutscher Ingenieure.

Das Gesetz der korrespondierenden Geschwindigkeiten bei Modellversuchen für Luftschiffe in Wasser oder anderen Flüssigkeiten ergibt sich aus dem Auftreten von ν in der Reynolds'schen Zahl $\frac{v l}{\nu}$. Denn wenn man von der Elastizität absieht, so unterscheiden sich Wasser und Luft nur durch das spez. Gewicht γ und den Reibungskoeffizienten ν , befolgen aber sonst dieselben Bewegungsgesetze.

Die Zulässigkeit des Vergleiches von Wasser und Luft habe ich an Beobachtungen von Nusselt¹⁾ über den Druckverlust in Röhren nachgeprüft. Diese mit atmosphärischer Luft angestellten Versuche ergaben für gleiche Reynoldssche Zahl denselben Koeffizienten, wie die oben erwähnten Versuchsreihen mit Wasser.

Die Verlegung der Modellversuche ins Wasser bietet auch den Vorteil, daß die gleichen Reynolds'schen Zahlen mit kleineren Geschwindigkeiten erreicht werden können, da für Luft von 15° C: $\nu = 0,156 \text{ cm}^2/\text{Sek.}$, für Wasser dagegen nur $\nu = 0,0115 \text{ cm}^2/\text{Sek.}$ ist.

Da ν im Nenner der Reynolds'schen Zahl steht, so sind die korrespondierenden Geschwindigkeiten beim Modellversuch in Wasser 13 bis 14 mal kleiner als bei demselben Modellversuch in Luft. Einen noch geringeren Reibungskoeffizienten be-

sitzen²⁾ Quecksilber: $\nu = 0,00118 \frac{\text{cm}^2}{\text{Sek.}}$, Methylalkohol, Äther und einige andere organische Flüssigkeiten. Vielleicht findet man unter diesen Flüssigkeiten eine geeignete, mit der man Versuche im geschlossenen Ringtank anstellen kann.

Diskussion.

Prof. **Weber**, Hannover: Wie verhält es sich mit dem Unterschied zwischen turbulenter und Laminarströmung? Auf welche Art der Strömung beziehen sich die Versuche?

Dr. **Blasius**: Man kann zweierlei Widerstandsgesetze aufstellen, das eine für die laminare, das andere für die turbulente Strömung. Beim Druckverlust in glatten Röhren vom Durchmesser d ist der Koeffizient λ der Formel:

$$h = \lambda \cdot \frac{l}{d} \cdot \frac{v^2}{2g}$$

Funktion von $\frac{v d}{\nu}$ (Fig. 1) für beide Arten der Strömung, nämlich für laminare

$$\lambda = 64 \cdot \frac{\nu}{v d}$$

für turbulente

$$\lambda = 0,3164 \cdot \sqrt[4]{\frac{\nu}{v d}}$$

Bei den Werten von $\frac{v d}{\nu}$ zwischen 2000 und 3000 findet ein Übergang von dem einen Gesetz zu dem andern statt.

¹⁾ Nusselt, Forschungsarbeiten des Vereins deutscher Ingenieure Heft 89.

²⁾ Landolt-Börnstein, physikalisch-chemische Tabellen, 2. Aufl. 1894 Tabelle 110c. 3. Aufl. 1903 Tab. 37—40. Meine Angabe, die ich im Vortrag über Terpentingöl machte, beruhte auf einem Druckfehler in der 2. Aufl. der Tabellen.

Für den Plattenwiderstand (Länge l , benetzte Fläche O)

$$K = k \cdot \gamma O \frac{v^2}{2g}$$

gilt laminar:

$$k = 1,327 \cdot \sqrt{\frac{\nu}{v l}}$$

für den Bereich der Turbulenz gilt die im Vortrag angegebene Formel:

$$k = 0,0246 \left(\frac{\nu}{v l} \right)^{0,136}$$

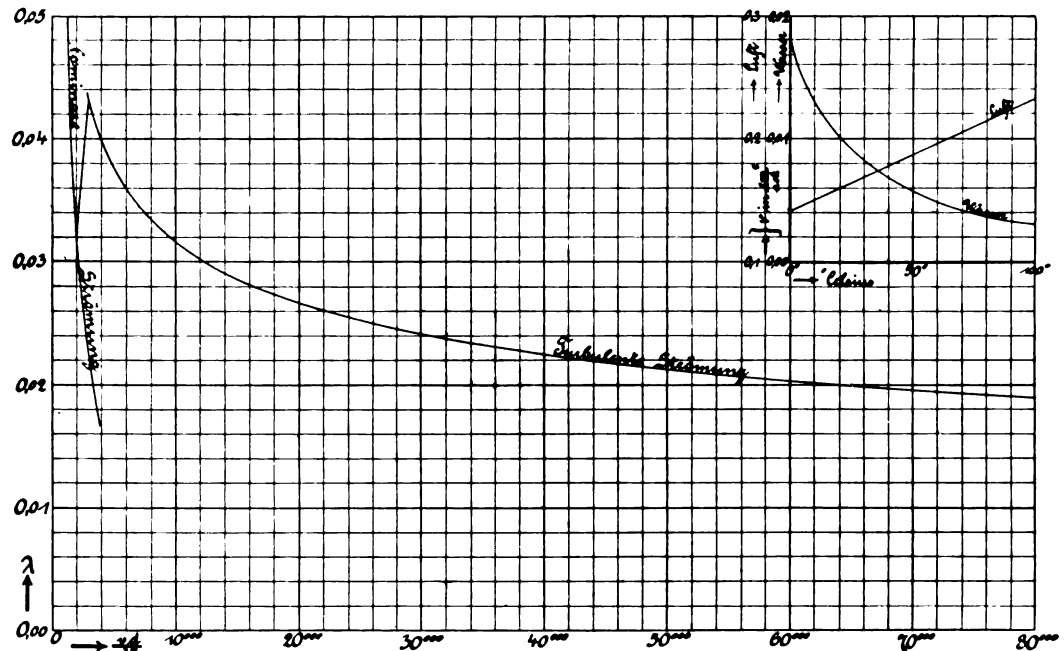


Fig. 1. Koeffizient der Rohrreibung. — oben: ν als Funktion der Temperatur.

Prof. **Föttlinger**, Danzig: Bei Propellerversuchen müßte man wegen der Kavitation, um ähnliche Verhältnisse zu erzielen, auch den Luftdruck für das kleinere Modell linear erniedrigen, was natürlich nicht geht. Man hilft sich damit, das Medium anzuwärmen und dadurch die Kavitations-, d. h. Dampfbildungsgrenze näher zu rücken.

Bei Auflösung eines frei ausfließenden Strahles in Tropfen wird Energie verbraucht für Überwindung der Oberflächenspannung; diese macht sich bei dicken Strahlen verhältnismäßig weniger geltend als bei dünnen, infolgedessen bringt auch die Oberflächenspannung eine Störung des Ähnlichkeitsgesetzes mit sich.

Prof. **Prandtl**, Göttingen: Bei Einbeziehung der Kapillarität wird die Sache sehr verwickelt, da kein Ähnlichkeitsgesetz mehr existiert. Ob die Kapillarität, die bei den Vorgängen an der Grenze von Wasser und Luft hauptsächlich den verschiedenen Grad des Schäumens bestimmt, einen sehr merkbaren Einfluß auf die Energieumsetzungen hat, scheint mir allerdings fraglich.

Prof. **Föttlinger**: Die Oberflächenspannung spielt auch eine Rolle, sobald Kavitation eintritt.

Dr. **Hopf**, Aachen: Auch bei Flüssen kommt die Oberflächenspannung in Betracht und bewirkt, daß das Reynoldssche Ähnlichkeitsgesetz nicht mehr stimmt.

Dr. **v. Kármán**, Göttingen: Ich möchte hier auf die Untersuchungen von Bose hinweisen über Turbulenzreibung verschiedener anorganischer und organischer Flüssigkeiten. Wenn man die Ähnlichkeitsregel auf die Versuchsergebnisse anwendet, so findet man eine ganz überraschende Übereinstimmung.

III. Fachsitzung am 5. Nov., 9 Uhr vorm.

6) Prof. C. Runge, Göttingen.

Über die Längsschwingungen von Flugzeugen.

Die Kräfte, die an einem Flugzeug angreifen, sind:

1. Die Triebkraft der Schraube und (wenn nicht zwei gegenläufige Schrauben vorhanden sind) ihr Drehmoment.
2. Das Gewicht des Apparates.
3. Die Luftreaktion.

Bei gleichmäßiger Bewegung müssen diese Kräfte im Gleichgewicht sein. Sind sie es nicht, so ändert sich die Geschwindigkeit des Schwerpunktes der Größe oder der Richtung nach, oder es entstehen Drehungen um irgendeine Achse, oder die Bewegung ist aus diesen verschiedenen Änderungen zusammengesetzt. Damit ändert sich dann auch die Luftreaktion, und das gibt wieder zu Änderungen der Schwerpunktgeschwindigkeit und der Drehungsgeschwindigkeit Anlaß usw. Beschränkt man sich auf kleine Abweichungen aus der Gleichgewichtslage, so läßt sich dies mit den vorhandenen mathematischen Hilfsmitteln verfolgen. Die Steuerflächen nehmen wir dabei als festgestellt an. Man erhält für die sechs Größen, welche die Lage eines Körpers im Raume bestimmen, sechs Differentialgleichungen zweiter Ordnung. Diese scheiden sich nun in zwei Gruppen von je dreien, die nur je drei Veränderliche enthalten. Oder mit anderen Worten: je drei Veränderliche sind miteinander gekoppelt, aber die Veränderlichen der einen Gruppe sind nicht mit denen der andern Gruppe gekoppelt. So sind z. B. gekoppelt die Bewegung des Schwerpunktes in einer senkrechten Ebene mit der Drehung um eine horizontale Querachse¹⁾.

Diese Gruppe habe ich näher studiert²⁾. Die drei Differentialgleichungen zweiter Ordnung reduzieren sich dadurch, daß nur die Differentialquotienten der Koordinaten des Schwerpunktes und nicht die Koordinaten selbst vorkommen, auf eine Gleichung zweiter Ordnung und zwei Gleichungen erster Ordnung, die sich besonders bequem in dimensionsloser Form schreiben lassen, indem man eine Zeiteinheit von v_0/g Sekunden einführt, d. i. die Zeit, die ein freifallender Körper braucht, um aus der Ruhelage die natürliche Geschwindigkeit v_0 des Apparates anzunehmen. Bei geometrischer und mechanischer Ähnlichkeit zweier Apparate haben dann die dimensionslosen Gleichungskoeffizienten dieselben Werte ganz unabhängig von der Größe der Apparate und dienen somit zur Charakterisierung der Apparate, soweit kleine Ausweichungen aus der Gleichgewichtslage betrachtet werden. Die wichtigste Rolle spielt der mit m_1 bezeichnete Koeffizient, dem das Moment um die horizontale Querachse proportional ist, das den Apparat in die Gleichgewichtslage zurückzuführen strebt. Die Gleichungen werden in der bekannten Weise gelöst, indem man die gesuchte Größe proportional e^{rt} setzt. Für r ergibt sich eine Gleichung vierten Grades, deren Koeffizienten von den Konstanten des Apparats abhängen. Damit die Bewegung stabil sei, darf der reelle Teil von r nicht positiv sein. Ist er negativ, so wird der Apparat immer wieder in die Gleichgewichtslage zurückgeführt, wenn er durch irgendwelche Störungen daraus entfernt worden ist.

Für den Fall, daß das durch m_1 gemessene Richtmoment hinreichend groß ist, findet man zwei Arten von Schwingungen, aus deren Übereinanderlagerung sich die allgemeine Bewegung zusammensetzt. Bei der einen Schwingung bewegt sich der Schwerpunkt gradlinig, während der

Apparat um eine horizontale Querachse pendelt. Diese Schwingungen haben eine kurze Periode. Bei der andern Schwingung behält der Apparat seine Neigung relativ zu der Bahn des Schwerpunktes bei, und der Schwerpunkt beschreibt eine Wellenlinie. Diese Wellenlinie schwankt um die Gerade, die dem Gleichgewichtszustand entspricht. Die Gerade kann übrigens horizontal oder nach oben oder unten geneigt sein, je nach der Triebkraft des Motors. Diese zweite Art der Schwingung hat eine längere Periode als die der ersten Art.

Herr Dipl.-Ing. Betz, hier, hat die Freundlichkeit gehabt, mir für einen Dorner-Eindecker und einen Harlan-Eindecker die Zahlkoeffizienten der Gleichung für r bei horizontalem Fluge auszurechnen. Es hat sich dabei eine Schwierigkeit gerade da ergeben, wo ich es am wenigsten vermutet habe. Der für die Stabilität besonders wichtige Koeffizient m_1 ließ sich nur schwierig und auf indirektem Wege bestimmen; er hat bei einem der beiden Flugapparate keinen sehr großen Wert ergeben, so daß da meine früheren Betrachtungen, die sich auf großes m_1 stützten, nicht mehr zutrafen. Dennoch lassen sich die beiden Schwingungsarten bei beiden Apparaten deutlich nachweisen.

Läßt man den Wert von m_1 noch unbestimmt, so lauten die beiden Gleichungen für r

$$\text{Dorner: } r(r+5)(r+1,50)(r+2,38) = -m_1(0,97r^2 + 0,28r + 2).$$

$$\text{Harlan: } r(r+15,3)(r+0,27)(r+7,38) = -m_1(0,94r^2 + 0,28r + 2).$$

Es zeigt sich, daß die vier Wurzeln von r für alle positiven Werte von m_1 einen negativen reellen Teil haben, so daß für alle positiven Werte von m_1 Stabilität herrscht. Herr Betz findet für Dorner $m_1 = 3,5$, für Harlan $m_1 = 44$. Daraus ergeben sich Periode und Dämpfung der beiden Schwingungsarten. Die Dämpfung ist in der folgenden Tabelle angegeben durch die »Halbwertszeit«, das ist durch die Zeit, in der die Schwingungsordinaten der reinen Sinusschwingung auf die Hälfte heruntergedrückt werden.

	Geschwindigkeit	Pendelnde Schwingungen		Wellenförmige Schwingungen	
		Periode	Halbwertszeit	Periode	Halbwertszeit
Dorner . .	15,2 m/sec	5,4 sec	0,26 sec	22 sec	27 sec
Harlan . .	22,2 m/sec	2,8 sec	0,14 sec	19 sec	16 sec

Die pendelnden Schwingungen sind bei beiden Apparaten so stark gedämpft, daß sie kaum wahrzunehmen sein werden.

Diskussion.

Prof. Reißner, Aachen: Nach meinen eigenen Rechnungen und Beobachtungen möchte ich etwas, das durchaus in Übereinstimmung ist mit Herrn Runge's Ergebnissen, noch etwas stärker hervorheben. Für die Stabilität kommt wesentlich der Koeffizient m_1 in Frage, und das ganze Problem der longitudinalen Stabilität wird deshalb beherrscht durch die starke Rückwanderung des Druckresultierenden gewölbter Flächen mit abnehmendem Winkel bei kleinen Winkeln.

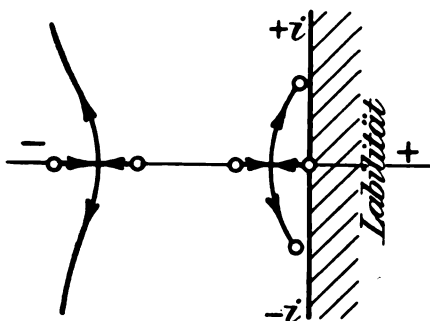
Für die Stabilität ist deswegen bei gewölbten Flächen eine nach oben offene V-Stellung der hinteren gegen die vordere Tragfläche erforderlich, und die Wrightmaschine ist deswegen durch ihr unbelastetes Höhensteuer bei Abwesenheit einer Schwanzfläche bekanntlich instabil. Die stabilen Schwingungen, die dann übrigbleiben, müssen der von Herrn Runge beschriebenen ersten Schwingungsart der Pendelbewegung angehören. [Die zweite instabile Schwingungsart müßte dann eine Höhenschwankung sein, die durch Steuern zu einer Wellenbewegung wird.]

¹⁾ Vgl. W. Deimler, Stabilitätsuntersuchungen über symmetrische Gleitflieger. Inaugural-Dissertation, Göttingen 1910.

²⁾ Vgl. Ztschr. f. Flugt. u. Motorl. 1911, S. 193.

Übrigens hat neuerdings Bothégat bewiesen, daß auch die längsstabilsten Apparate noch immer der Indifferenz sehr nahe bleiben müssen.

Prof. Runge: Das m_1 muß jedenfalls positiv sein, damit Stabilität erhalten wird. Vielleicht darf ich in folgendem meine Ausführungen noch ergänzen. Ich habe die vier Wurzeln ν der Gleichung vierten Grades als Funktionen von m_1 verfolgt, für $m_1 = 0$ bis $+\infty$. Bei $m_1 = 0$ ist eine Wurzel $= 0$ und die anderen sind reell negativ. Wächst nun m_1 , so rücken nacheinander die beiden Wurzelpaare in je einem Punkt der



negativen reellen Achse zusammen und werden dann konjugiert komplex. Das Paar der kleineren Wurzeln nähert sich dann für $m_1 = \infty$ zwei konjugierten endlichen Lagen, während das andere Wurzelpaar derartig ins Unendliche rückt, daß der reelle Teil endlich bleibt und der imaginäre Teil für die eine $+\infty$, für die andere $-\infty$ wird. Bei den von mir untersuchten Flugapparaten sind die reellen Teile der vier Wurzeln für alle positiven Werte von m_1 negativ, also herrscht hier überall Stabilität. Für einen noch so kleinen negativen Wert von m_1 ergibt sich eine positive Wurzel, also Instabilität.

Dr.-Ing. Proell, Danzig: Was ist eigentlich das m_1 ? Dann möchte ich fragen, ob sich nicht als Beispiele für das Vorgetragene die Lanchesterschen Versuchsmodelle eignen; Lanchester hat doch selbst ein Stabilitätskriterium angegeben; läßt es sich vielleicht mit dem Vorgetragenen irgendwie in Beziehung bringen oder wenigstens durch die Ergebnisse der Rechnung bestätigen?

Prof. Runge: m_1 ist der Differentialquotient des Drehmoments nach dem Anstellwinkel α . Die Stabilitätsbedingung von Lanchester ist wohl kaum richtig. Was seine Modelle anbelangt, so reichen die Angaben, die er in seinem Buche macht, nicht aus, um meine Rechnungen darauf anzuwenden. Natürlich könnte man, wenn man wollte, von neuem Versuche mit solchen Modellen machen und alle nötigen Größen dabei bestimmen.

Geheimrat Hergesell, Straßburg: Die Instabilität der Wright-Maschine kann ich aus eigener Erfahrung bestätigen, ich bin als Passagier auf der ersten Wright-Maschine, die nach Deutschland kam, gefahren. Während des Fluges fühlte man starke Schwingungen und der Apparat setzte drei oder viermal auf den Boden auf. Allerdings hielt Wright die Steuerhebel in stetiger Bewegung.

Prof. Prandtl, Göttingen: Weil die Wright-Maschine instabil ist, so kann bei ihr die Wellenbewegung, von der Prof. Runge gesprochen hat, nicht auftreten.

Prof. Baumann, Stuttgart: Ich bin auch der Meinung, daß die Wright-Maschine instabil ist, da die vordere Steuerfläche nicht trägt. Ich glaube, daß die beobachteten starken Schwingungen der Maschine in der Hauptsache von dem Übersteuern herrühren.

Dipl.-Ing. Hoff, Aachen: Dieser Auffassung möchte ich mich anschließen. Ich kenne die Wright-Maschine alter Art auch aus eigener Erfahrung. Es ist bei der Fahrt dauernd das Höhensteuer zu betätigen. Man hat dabei das ganz angenehme Gefühl, daß man sich wie auf Wellen schaukelt. Daß der Apparat aus eigenem Antriebe, wenn das Höhensteuer nicht betätigt würde, Schwingungen ausführt, konnte ich nicht beobachten. Solche Schwingungen in Fahrtrichtung werden durch regelmäßiges Übersteuern erzeugt.

Prof. Baumann, Stuttgart: Ich habe einmal, als ich auf einer Wright-Maschine fuhr, längere Zeit das Steuer gar

nicht gebraucht; ich hatte aber dabei die Empfindung, daß dies ein ganz labiler Zustand war, der nur zufällig so lange andauerte. Die Gebrüder Wright selbst betrachteten den Apparat als eine in der Luft schwebende Tragfläche, die durch das Steuer im Gleichgewicht gehalten werden muß.

Prof. Runge, Göttingen: Nach meinen früheren Rechnungen ist die Stabilität einer Flugmaschine beim Aufwärts- oder Abwärtsfliegen verschieden von der beim wagerechten Flug. Wenn sie so steil aufwärts fährt, daß der Neigungswinkel ihrer Bahn doppelt so groß ist als der natürliche Gleitwinkel, so wird der Apparat labil.

7) Prof. H. Reißner, Aachen.

Einige Bemerkungen zur Seitenstabilität der Drachenflieger.

Die allgemeinen Bedingungen der Sicherheit des Gleichgewichts der Flugmaschinen, wie sie durch die Berechnung der Dämpfungskoeffizienten und Schwingungsdauern zum Ausdruck kommen, sind von Herrn Runge im vorhergehenden Vortrag auseinandergesetzt worden, so daß ich den allgemeinen Zusammenhang hier nicht mehr so ausführlich zu behandeln brauche.

Daß das allgemeine Problem der Stabilität der Drachenflieger für kleine Schwingungen und bei Vernachlässigung der Kreiselwirkung und des Drehmoments des Propellers in die beiden von einander unabhängigen der Längs- und Seitenstabilität zerfällt, hat wohl zuerst Ferber¹⁾ nachgewiesen. Seine weiteren Ausführungen über die Seitenstabilität, wie es bei einer erstmaligen Erfassung eines so verwickelten Zusammenhangs nicht anders möglich war, geben indessen nicht das Wesentliche der Frage, die beherrscht wird, durch die Wirkung der vom Schwerpunkt weit entfernten Trag- und Leitflächenteile, die auch Deimler²⁾ in seiner Dissertation nicht richtig angesetzt hat.

Auf das im allgemeinen ausschlaggebende Kriterium der Seitenstabilität, das aus jener Wirkung herrührt, habe ich vor einiger Zeit aufmerksam gemacht³⁾, die geometrischen darauf bezüglichen Invarianten der Flugmaschine angegeben und an Beispielen gezeigt, daß wohl bei allen bisherigen Flugapparaten die seitliche Stabilität fehlt. Es treten diese geometrischen Invarianten übrigens auch bei der von mir gegebenen Berechnung der Seitensteuerung und der Kurvenfahrt auf⁴⁾.

Trotzdem es sich nun bei genauerer Betrachtung zeigt, daß die Instabilität der meisten Apparate eine sehr langsame, nahe der Indifferenz liegende ist, wie die Rechnung in schöner Übereinstimmung mit der Erfahrung lehrt und trotzdem erfahrene Flugzeugführer, wie z. B. gestern Herr Euler, auf die Stabilität keinen großen Wert legen in dem, wie ich meine, unrichtigen Glauben, daß sie die Lenkbarkeit beeinträchtigt, behaupte ich doch, daß uns eine genaue Kenntnis der wesentlichen Beziehungen zwischen Aufbau und Stabilität für den technischen Fortschritt nützt. Wir können auch anderseits gerade jetzt den Vorgang beobachten, daß in Deutschland und Österreich eine Flugmaschinenart von etwas besseren Stabilitätseigenschaften als bisher deswegen, weil sie den Fahrer weniger ermüdet und bei unruhigerem Wetter fliegt, große Erfolge aufzuweisen hat.

[Die Überlegungen und Rechnungen, die naturgemäß erst spät auf ihre einfachste Form kommen, habe ich seit etwa einem Jahr zusammen mit meinem Assistenten Herrn

Einige Bemerkungen, zu denen ich beim Vortrage keine Zeit fand, sind eingeschaltet und durch eckige Klammern kenntlich gemacht.

¹⁾ Revue d'Artillerie 1906.

²⁾ Dissertation Göttingen 1910.

³⁾ Flugsport, Nov. 1910.

⁴⁾ Zeitschr. f. Flug- u. Motorl. 1910, Heft 9 u. 10.

Gehlen durchgeführt. Eine ausführlichere und gegen meinen heutigen Vortrag von ihm erheblich erweiterte Darstellung wird Herr Gehlen in einer demnächst erscheinenden Dissertation geben, die die Schwingungstypen der verschiedenen Flugzeuggattungen, den technisch erreichbaren Grad der seitlichen Stabilität, den Zusammenhang zwischen Seitensteuerung und Stabilität und zwischen Steuerempfindlichkeit und Stabilität außer den heute berührten Fragen behandelt.]

Vor einigen Tagen nun erhielt ich freundlicherweise von Herrn Bryan, dem Inaugurator der Stabilitätsuntersuchungen, die Aushängebogen seines noch nicht erschienenen neuen Buches über »Stability in Aviation«. Soweit ich bisher habe feststellen können, stimmen Herrn Bryans Formulierungen und Schlußfolgerungen, soweit sie sich auf dieselben Fragen beziehen, durchaus mit den unsrigen überein.

Was die Stabilitätsfragen so sehr unbequem macht, und ein Urteil über den Stabilitätswert der Flugzeugarten nur auf Grund vieler numerischer Durchrechnungen erlaubt, ist der Umstand, daß die Abmessungen, Gewichte und Trägheitsmomente der Flugmaschine in einer zuerst ganz verworren erscheinenden Weise in den Koeffizienten derjenigen Gleichung 4. Grades auftreten, die die Schwingungszeiten und Dämpfungsdekrementen errechnen läßt.

Erst allmählich und an Hand numerischer Beispiele gelingt es das Wesentliche vom Unwesentlichen zu trennen und diejenigen Invarianten des Systems, d. h. der Flugmaschine herauszuschälen, auf die es bei der Vermeidung der Instabilitätsursachen und der Erhöhung der Stabilität ankommt. Dabei zeigt es sich aber, daß gewisse Kompromisse zu schließen sind, d. h. daß z. B. eine Größe, die in einer der Stabilitätsbedingungen möglichst groß am günstigsten wirken würde, in einer anderen der Stabilitätsbedingungen Instabilität herbeiführen kann.

Als seitliche Bestimmungsstücke des Flugzustandes führt man am besten den relativen seitlichen Abtrieb, etwa γ genannt, den Neigungswinkel des Systems um die Längsachse durch den Schwerpunkt, hier mit α bezeichnet, und die Winkelgeschwindigkeit $\frac{d\beta}{dt}$ des Systems um die vertikale Schwerpunktsachse ein (Fig. 1). Die geschickte Wahl dieser Koordinaten ist nicht unwichtig. Man muß dabei der Tatsache Rechnung tragen, daß erstens eine Seitenabtriebsgeschwindigkeit γ entstanden gedacht sein kann durch eine horizontale Quergeschwindigkeit w des Apparats aber auch zweitens durch eine dauernde Schrägstellung β (Fig. 1) der Längsachse der Maschine gegen die Fahrtrichtung, und zwar dann als Projektion der gesamten Fahrtgeschwindigkeit u auf die Querrichtung, vom Betrage βu . Auf die Summe beider Größen kommt es an, und so muß man also setzen

$$\gamma = w + \beta u$$

In diesem Ansatz kommt dann auch weiter zur Erscheinung, daß eine Superposition von Seitengeschwindigkeit und Schrägstellung zur Längsachse dann keinen Seitenabtrieb, sondern eine Kursänderung bedeutet, wenn

$$w + \beta \cdot u = 0$$

ist. Da eine bloße geänderte Richtung der Fahrt bei einem Flugapparat ebensowenig Kräfte hervorruft wie bei irgend einem anderen Fahrzeug, d. h. Wagen oder Schiff, hat es also keinen Zweck, die Größen w und β für sich einzuführen, sondern nur ihre Kombination zur Größe $w + \beta u$ hat einen mechanischen Sinn.

Aus der Beobachtung, daß ein Flugapparat nach einmal geändertem Kurs seinen alten Kurs nicht wieder aufsucht, hat neuerdings Bothézat⁵⁾, der an anderer Stelle das Problem der Längsstabilität recht gründlich erforscht hat,

eine unheilbare seitliche Instabilität und die Nutzlosigkeit weiterer Bemühungen herauslesen wollen. Meiner Meinung nach darf man aber von einem Luftfahrzeug nicht mehr verlangen als von einem anderen Fahrzeug, und Herr Bothézat wäre garnicht auf seine pessimistische Anschauung gekommen, wenn er von vornherein weder β noch w für sich, sondern nur die Größe $w + \beta u = \gamma$ eingeführt hätte.

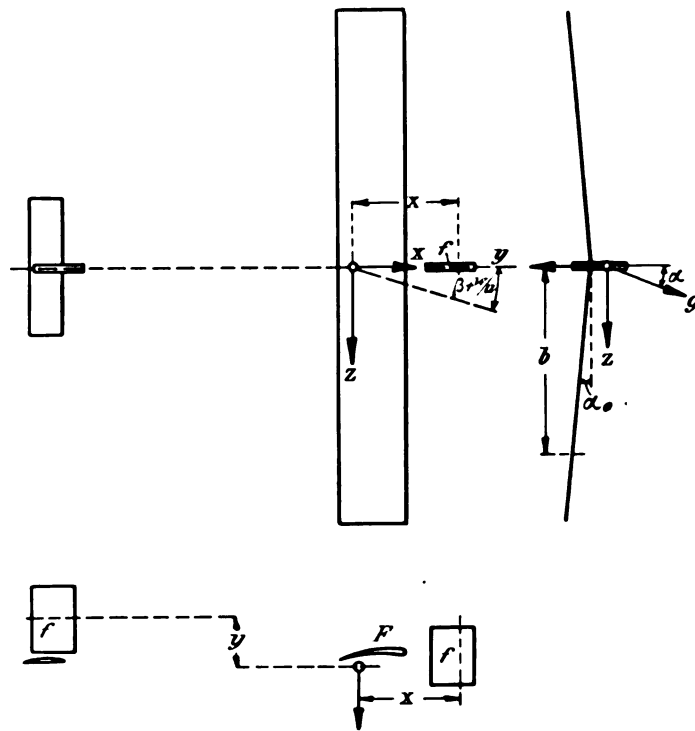


Fig. 1.

Als zweite Koordinate wird darum auch zweckmäßig nicht die Seitenwinkelabweichung β , sondern die Winkelgeschwindigkeit $\frac{d\beta}{dt}$ gewählt.

Setzt man nun nach der von Bryan eingeführten Routhschen Methode der kleinen Schwingungen um einen stationären Bewegungszustand die Bewegungsgleichungen in diesen drei Koordinaten an, so nehmen diese die Form an:

$$\left. \begin{aligned} m(\xi^2 \ddot{\alpha} - \zeta^2 \ddot{\beta}) &= \dot{\beta} L_{\dot{\beta}} + \gamma L_{\gamma} + \dot{\alpha} L_{\dot{\alpha}} \\ m(\eta^2 \ddot{\beta} - \zeta^2 \ddot{\alpha}) &= \dot{\beta} M_{\dot{\beta}} + \gamma M_{\gamma} + \dot{\alpha} M_{\dot{\alpha}} \\ m\gamma &= \dot{\beta} (Z_{\dot{\beta}} + u m) + \gamma Z_{\gamma} + \dot{\alpha} Z_{\dot{\alpha}} + \alpha G \end{aligned} \right\} \quad (I)$$

Hierin bedeuten: L und M die Drehmomente äußerer Kräfte um die x bzw. y -Achse, Z eine äußere Kraft in der Richtung der Z -Achse (Fig. 1), die Indizes $\dot{\beta}$, $\dot{\alpha}$ usw. bezeichnen Differentiation nach β , α usw., so daß z. B. $L_{\dot{\alpha}}$ das pro Einheit der Winkelgeschwindigkeit $\dot{\alpha}$ entstehende Drehmoment der äußeren Kräfte um die x -Achse bedeutet und für den betrachteten stationären Zustand, den stetigen, ungestörten Flug, um den die Schwingungen stattfinden, eine Konstante ist.

$m\xi^2$, $m\eta^2$, $m\zeta^2$ sind die Massenträgheitsmomente bzw. das Zentrifugalmoment um die x und y -Achse, m die Masse des ganzen Systems. Die Punkte über den Variablen bedeuten Differentiation nach t . G sei das Gesamtgewicht.

Die Integrale dieser linearen Differentialgleichungen mit konstanten Koeffizienten treten bekanntlich als Exponentialfunktionen, die mit konstanten Koeffizienten behaftet sind, auf in der Form:

$$\alpha = A e^{\lambda t} \quad \beta = B e^{\lambda t} \quad \gamma = C e^{\lambda t}$$

⁵⁾ La Stabilité de l'aéroplane, Thèse, Paris 1911.

Setzt man diese Integrale in die Gleichungen (1) ein, so ergeben sich für A , B und C die drei linearen, homogenen Bestimmungsgleichungen:

$$\left. \begin{aligned} A(\lambda^2 m \xi^2 - \lambda L_a) - B \lambda L_\beta - C L_\gamma &= 0 \\ -A(\lambda^2 m \xi^2 + \lambda M_a) + B(m \eta^2 \lambda^2 - \lambda M_\beta) - C M_\gamma &= 0 \\ A(\lambda Z_a + G) + B(Z_\beta + u m) + C(Z_\gamma - \lambda m) &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1a)$$

Diese Gleichungen liefern nur dann von Null verschiedene Werte von A , B und C , wenn eine der Gleichungen die Folge der beiden anderen ist, oder, anders ausgedrückt, wenn die Nennerdeterminante der drei Gleichungen verschwindet, d. h. wenn:

$$\begin{vmatrix} \lambda(\lambda m \xi^2 - L_a) & -\lambda L_\beta & -L_\gamma \\ -\lambda(\lambda m \xi^2 + M_a) & \lambda(\lambda m \eta^2 - M_\beta) & -M_\gamma \\ \lambda Z_a + G & Z_\beta + u m & Z_\gamma - \lambda m \end{vmatrix} = 0 \quad (2)$$

Ist diese Bedingung erfüllt, dann lassen sich die drei Integrationskonstanten A , B und C ein für allemal durch eine einzige Konstante, z. B. durch C oder durch eine 4te Konstante ausdrücken, indem man zwei der drei Gleichungen willkürlich herausgreift und sie als lineare Bestimmungsgleichungen mit zwei unbekannten und einer bekannten Größe behandelt.

Auf diese Weise können A , B und C durch die Unterdeterminanten der Frequenzdeterminante (2) in bekannter Weise ausgedrückt werden.

Die Methode versagt auch offenbar dann nicht, wenn λ einen komplexen Wert hat. Diese durch die Verhältnisse von A , B und C gegebene Verteilung der Schwingungsamplituden auf die drei Koordinaten liefert für jeden möglichen Wert von λ den Typus einer sog. Normalschwingung, die sich in bestimmter Weise aus einem Rollen α und $\frac{d\alpha}{dt}$, einer Schwenkung $\frac{d\beta}{dt}$ und einem Seitenabtrieb γ zusammensetzt.

[Infolge der Ordnung der Differentialgleichungen und auch entsprechend der Natur des Problems müssen wir die Möglichkeit haben, vier Anfangsbedingungen zu irgendeiner Zeit t_0 vorzuschreiben, z. B. die Schräglage des Systems α_0 , die Rollgeschwindigkeit $\dot{\alpha}_0$, die Schwenkgeschwindigkeit $\dot{\beta}_0$ und den Seitenabtrieb γ_0 . Daß dies dem Aufbau der Bewegungsgleichungen entspricht, sehen wir daran, daß dann alle folgenden Ableitungen von α , β und γ aus den Bewegungsgleichungen selbst berechnet werden können.]

Wir müssen deshalb verlangen, daß das vollständige Integral vier Integrationskonstanten enthält; und daß sich also vier Werte von λ angeben lassen müssen.]

Wenn man die Nennerdeterminante (2) sich ansieht, so bemerkt man auch sofort, daß sie als eine algebraische Gleichung 4. Grades zur Bestimmung von λ aufgefaßt werden kann und also vier sog. Schwingungswurzeln oder Frequenzen $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$ liefert. Das vollständige Integral wird also die Form haben:

$$\begin{aligned} \alpha &= A_1 e^{\lambda_1 t} + A_2 e^{\lambda_2 t} + A_3 e^{\lambda_3 t} + A_4 e^{\lambda_4 t} \\ \dot{\beta} &= B_1 e^{\lambda_1 t} + \dots + B_4 e^{\lambda_4 t} \\ \gamma &= C_1 e^{\lambda_1 t} + \dots + C_4 e^{\lambda_4 t} \end{aligned}$$

Hierin sind, wie oben gezeigt, die zu einem λ gehörigen Konstanten A, B, C nicht voneinander unabhängig, sondern aus je zweien der Gleichungen (1a) durch eine einzige ausdrückbar am zweckmäßigsten durch eine vierte D . Nehmen wir z. B. λ_1 reell an, so können wir schreiben:

$$A_1 = A' D_1 \quad B_1 = B' D_1 \quad C_1 = C' D_1$$

wo:

$$\begin{aligned} A' &= \begin{vmatrix} L_\gamma & L_\beta \\ M_\gamma & \lambda_1 m \eta^2 - M_\beta \end{vmatrix} & B' &= \begin{vmatrix} \lambda_1 m \xi^2 - L_a & L_\gamma \\ -\lambda_1 m \xi^2 - M_a & M_\gamma \end{vmatrix} \\ C' &= \lambda_1 \begin{vmatrix} \lambda_1 m \xi^2 - L_a & L_\beta \\ \lambda_1 m \xi^2 + M_a & \lambda_1 m \eta^2 - M_\beta \end{vmatrix} \end{aligned}$$

Welche Werte bei Komplexwerden von λ die den A', B', C' entsprechenden Amplitudenverhältnisse annehmen, ist zwar durch sehr einfache Umformungen anzugeben, würde jedoch hier wohl zu weit führen, anzugeben.

Daß das Integral bei Komplexwerden von $\lambda = \lambda' \pm i \lambda''$ die Form annimmt

$$e^{\lambda' t} \cos \lambda'' t \quad \text{und} \quad e^{\lambda' t} \sin \lambda'' t$$

hat schon Herr Runge bei Besprechung der Längsstabilität auseinandergesetzt, deswegen darf ich hier wohl auch als bekannt voraussetzen, daß ein reelles λ eine aperiodische, d. h. ohne Rückkehr abklingende oder anwachsende Schwingung bedingt, ein komplexes λ eine periodisch entweder abklingende oder anwachsende Schwingung, und ein rein imaginäres λ eine rein harmonische, d. h. mit unveränderten Ausschlägen vor sich gehende Schwingung. Das Kennzeichen der Stabilität ist dann, wie auch Herr Runge erläutert hat, daß keine anwachsende Schwingung entstehen darf, d. h. daß die reellen Wurzeln und die reellen Teile der komplexen Wurzeln negativ sind, und die Schwingungen sind um so schneller abklingend, je größer dann die Absolutbeträge der reellen negativen Teile sind.

Am unmittelbarsten einleuchtend ist hier wohl die Aussage, daß $\frac{1}{\lambda'}$ die Zeit ist, in der die Amplitude des betrachteten Schwingungstyps auf den e ten, d. h. auf den 2,718ten Teil zurückgeht.

Entwickelt man die Frequenzdeterminante (2) nach Potenzen von λ , so erhält man die folgende Bestimmungsgleichung für λ

$$\lambda^4 \kappa_4 + \lambda^3 \kappa_3 + \lambda^2 \kappa_2 + \lambda \kappa_1 + \kappa_0 = 0$$

[wo die Koeffizienten κ die folgenden Werte haben:

$$\kappa_4 = m^3 [\xi^2 \eta^2 - \zeta^4]$$

$$\kappa_3 = m^2 u \left[-\xi^2 (\eta^2 Z_\gamma' + M_\beta') - \eta^2 L_a' + \zeta^2 (\zeta^2 Z_\gamma' - L_\beta' - M_a') \right]$$

$$\kappa_2 = m u^2 \left[\xi^2 (M_\beta' Z_\gamma' - M_\gamma' Z_\beta' - m M_\gamma') + L_a' (\eta^2 Z_\gamma' + M_\beta') + \zeta^2 (L_\beta' Z_\gamma' - L_\gamma' Z_\beta' - m L_\gamma') + M_a' (\zeta^2 Z_\gamma' - L_\beta' - Z_a' (\zeta^2 M_\gamma' + \eta^2 L_\gamma')) \right]$$

$$\kappa_1 = u^3 \left[L_a' (-M_\beta' Z_\gamma' + M_\gamma' Z_\beta' + m M_\gamma') + M_a' (L_\beta' Z_\gamma' - L_\gamma' Z_\beta' - m L_\gamma') + Z_a' (M_\beta' L_\gamma' - M_\gamma' L_\beta' - c_1 F (i + \epsilon) m (\zeta^2 M_\gamma' + \eta^2 L_\gamma')) \right]$$

$$\kappa_0 = u^4 c_1 F (i + \epsilon) [M_\beta' L_\gamma' - M_\gamma' L_\beta'].$$

Der Indexstrich an den oben definierten Größen L_a, M_β usw. soll bedeuten, daß aus allen diesen Größen die Fahrtgeschwindigkeit u herausziehbar ist und dann die Größen L', M' usw. nur noch von den geometrischen Abmessungen des Systems abhängen.]

Nach Routh nun ist die Stabilität gesichert, wenn die vier Koeffizienten $\kappa_0, \kappa_1, \kappa_2, \kappa_3$ und der aus ihnen zusammengesetzte $(\kappa_3 \kappa_2 - \kappa_1 \kappa_4) \kappa_1 - \kappa_3^2 \kappa_0$ alle positives, d. h. dasselbe Vorzeichen wie κ_4 haben.

Bei numerischer Betrachtung der verhältnismäßigen Größen dieser sechs Zahlen für alle in Betracht kommenden Größenordnungen von Flugmaschinen, die auf dem Drachenfliegerprinzip beruhen, sieht man, daß am schwierigsten die Vorzeichenbedingung für κ_0 zu erfüllen ist, und daß man nur für außergewöhnliche Apparatabmessungen sich versehen muß, die Vorzeichenbedingungen für

$$(\kappa_3 \kappa_2 - \kappa_1 \kappa_4) \kappa_1 - \kappa_3^2 \kappa_0 \quad \text{und} \quad \kappa_1$$

nicht zu verletzen.

Da ferner κ_0 bei allen bisherigen Apparaten klein ist gegen die anderen Koeffizienten, erhält man für die üblichen

Apparatabmessungen immer eine Schwingung mit sehr schwacher Dämpfung vom Betrage $\lambda_1 = -\frac{\kappa_0}{\kappa_1}$ [und wenn man mit Hilfe der oben besprochenen Amplitudenverhältnisse $A' B' C'$ den Charakter dieser Normalschwingung studiert, sieht man, daß es eine, mit Schwenkungsgeschwindigkeit $\frac{d\beta}{dt}$, d. h. mit Bahnkrümmung und kleiner Rollgeschwindigkeit $\frac{d\alpha}{dt}$ verknüpfte, in der Hauptsache in einem seitlichen, schrägen Abrutschen bestehende Schwingung ist.

Dies erkennt man am besten, wenn man das bisher immer kleine $\frac{\kappa_0}{\kappa_1} = 0$, d. h. $\lambda_1 = 0$ setzt. Man erhält dann indifferentes Gleichgewicht, aus der Schwingung wird ein stationärer Bewegungszustand, und zwar bei näherem Zusehen gerade derjenige, den der Flugpraktiker als seitliches Abrutschen bezeichnet, nämlich

$$\alpha = D_1 \frac{L'_\gamma Z\beta' - Z'_\gamma L\beta' + L'_\gamma m}{uG} \quad \beta = D_1 L'_\gamma \quad \gamma = D_1 L\beta'.$$

Daß dies indifferente Integral diese Bedeutung hat, kann man aus den Werten der $L' Z'$ usw. ersehen.

Für ganz überschlägliche Rechnungen und für die üblichen Querspannweiten der Tragflächen ist ferner $\frac{\kappa_3}{\kappa_4}$ groß gegen die anderen Koeffizienten und es gibt deswegen eine große Wurzel $\lambda_2 = -\frac{\kappa_3}{\kappa_4}$, d. h. eine sehr stark gedämpfte Schwingung, die, wenn man wieder die Verteilung auf die Koordinaten betrachtet, sich hauptsächlich als eine stark gedämpfte Rollbewegung $\frac{d\alpha}{dt}$ herausstellt, die auf den 2,718. Teil in $\frac{1}{15}$ bis $\frac{1}{70}$ Sekunden zurückgeht.

Die mittleren Wurzeln schließlich bedeuten gewöhnlich im wesentlichen eine mit Seitenantrieb verbundene Schwenkung mit geringer Schräglage.]

Diese Zusammenhänge und weitere wichtige Eigenschaften der Flugapparate kann man nur übersehen, wenn man die spezifischen Kräfte Z und Drehmomente L und M auf möglichst wenige, mechanisch einleuchtende Invarianten des Systems zurückführt.

Es handelt sich dabei, wie man bald sieht, um dieselben Invarianten, wie bei dem in gekrümmter Bahn zu steuernden oder bei gradliniger Bahn aufzurichtenden Apparat, und zwar um die Flächengrößen und Momente erster und zweiter Ordnung der Trag- und Leitflächen in bezug auf die Schwerpunktschweren. Hierbei treten als Faktoren noch die Kielstellungs- und die Luftstoßwinkel und gewisse Luftdruckkoeffizienten c_1, c_2 hinzu, und zwar die Winkel und Koeffizienten, die für den Auftrieb A einer Trag- bzw. Leitfläche maßgebend sind in dem bekannten, aus Versuchen abgeleiteten Ansatz:

$$A = c_1 F u^2 (i + \varepsilon) \text{ bzw. } = c_2 f u^2 i_1,$$

wo c_1 der Luftdruckkoeffizient für eine gewölbte, c_2 derjenige für eine ebene Fläche F bzw. f ist, i der Einfallswinkel des Luftstroms gegen die Sehne einer gewölbten Fläche vorstellt und die Konstante ε die Beobachtung ausdrückt, daß eine gewölbte Fläche einen größeren wirksamen Einfallswinkel hat als ihre Flächensehne. Für ebene Flächen, z. B. die Leitflächen f , ist $\varepsilon = 0$ i_1 der Einfallswinkel und $c_2 < c_1$.

Von den auf diese Weise entstehenden charakteristischen Konstanten sind die wichtigsten:

$$S_a = -\sum \int dF z a_0 c_1$$

die Summe der statischen Momente der mit ihren jeweiligen Kielwinkeln a_0 und Luftdruckkoeffizienten c_1 multiplizierten Tragflächenelemente in bezug auf die vertikale, durch die Fahrtrichtung gehende Schwerpunktschweren. Diese Größe wirkt wie eine sehr hoch gelegene Leitfläche dicht hinter dem Schwerpunkt und tritt hauptsächlich in L_γ , dem Drehmoment um die Fahrtrichtung infolge eines Seitenabtriebs, günstig auf.

$T = \sum \int dF z^2 c_1$, die Summe der Trägheitsmomente der mit ihren Luftdruckkoeffizienten c_1 multiplizierten Tragflächen in bezug auf dieselbe Ebene wie vorher, wirkt als außerordentliche starke Dämpfung aber nur für die ohnehin unwichtigen, nicht für die gefährlichen, langsamen Schwingungsanteile und tritt in L_α hauptsächlich auf.

$T_{i+\varepsilon} = -\sum \int dF z^2 c_1 (i + \varepsilon)$ die Summe der Trägheitsmomente der mit ihren Luftdruckkoeffizienten c_1 und den wirksamen Einfallswinkeln $i + \varepsilon$ multiplizierten Tragflächenteile in bezug auf dieselbe Ebene wie vorher tritt in stabilitätstörendem Sinne in L_β dem Drehmoment um die Fahrtrichtung infolge einer Schwenkungsgeschwindigkeit $\frac{d\beta}{dt}$ um die Schwerpunktschweren, d. h. infolge einer Bahnkrümmung auf.

$\sigma_x = -\sum c_2 / x$, das statische Moment der mit ihren Luftdruckkoeffizienten c_2 multiplizierten vertikalen, seitlichen Widerstandsflächen um die Schwerpunktschweren tritt in Z_β auf, dem Seitenwiderstand bei Bahnkrümmung und in M_γ dem Drehmoment um die vertikale Schwerpunktschweren infolge Seitenantrieb und kennzeichnet die Lage des seitlichen Druckzentrums bzw. die Luvgerigkeit oder Windeinstellungskraft des Systems.

$\sigma_y = \sum c_2 / y$, das entsprechende statische Moment wie vorher, jedoch bezogen auf die Fahrtrichtung als Achse, kennzeichnet die Größe und Höhe der Leitflächen über dem Schwerpunkt und tritt zusammen mit S_a in dessen Sinne wirkend auf (s. oben), kann jedoch konstruktiv keine wesentlich in Betracht kommende Größe erhalten.

$\tau = \sum c_2 / x^2$, das Trägheitsmoment der mit ihren Luftdruckkoeffizienten multiplizierten seitlichen Widerstandsflächen um die vertikale Schwerpunktschweren kennzeichnet die Dämpfung des Systems bei einer Schwenkungsgeschwindigkeit β und tritt demgemäß auf in M_β . Bei allen unseren bisherigen Rechnungen war es vorteilhaft, aber technisch schwer erreichbar, τ eine wirksame Größe zu geben.

Den Einfluß der obigen Größen habe ich schon in einem früheren Aufsatz für die wichtigste Stabilitätsbedingung $\kappa_0 > 0$ dahin gekennzeichnet, daß S_a und τ möglichst groß, $T_{i+\varepsilon}$ und σ_x so klein zu machen sind, als es die übrigen Stabilitätsbedingungen zulassen. Inzwischen habe ich meine damalige Behauptung, daß es insbesondere die Luvgerigkeit σ_x ist, die für den Koeffizienten κ_1 einen genügend großen, immerhin im allgemeinen viel kleineren als den üblichen Wert haben muß, rechnerisch genauer gefaßt. Gründe dafür, daß man bei den heutigen Apparaten so schwache oder gar keine Kielstellung a_0 der Tragflächen nimmt, sind bei meinen Rechnungen bisher noch nicht herausgekommen. Dagegen stimmt die Praxis in der Beobachtung, daß eine starke Windeinstellungskraft (σ_x) auf die Seitenstabilität schließlich wirkt, ausgezeichnet mit den Rechnungsergebnissen.

Ich möchte nun schließlich auf ein sehr wirksames Stabilisierungsmittel zu sprechen kommen, auf das Herr Ahlborn zuerst aufmerksam gemacht hat und das heute mit großem Erfolg von Etrich angewendet wird, nämlich das Flügelspitzenprinzip des Zanoniflugsamens. Herr Ahlborn allerdings wird mir vielleicht widersprechen, denn er hat den besonders glatten Verlauf der von ihm photographisch beobachteten Strömung für die Flugeigenschaften

bisher allein verantwortlich gemacht. Der Doppelflügel des Zanoniasamens hat Flügelspitzen, die sich weit nach hinten erstrecken und sowohl nach hinten und nach der Seite aufgekippt als auch entgegengesetzt als der Hauptteil des Flügels durchgebogen sind. (Fig. 2.) Die Erstreckung nach

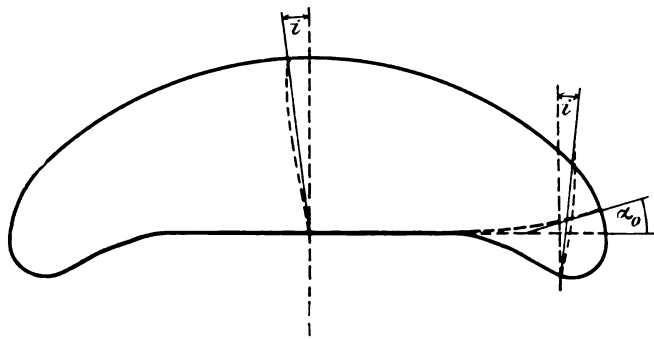


Fig. 2.

hinten scheint mir nur einen Einfluß auf die Längsstabilität zu besitzen. Dagegen muß das Auftreten negativer Luftstoßwinkel an den Flügelspitzen zusammen mit der negativen Flächenwölbung einen außerordentlich starken Einfluß auf die Größe $T_{i+\epsilon} = \int dF z^2 (i + \epsilon) c_1$ haben, indem die Flügelteile mit den größten z mit negativen Luftstoßwinkeln $i + \epsilon$ multipliziert sind und also dieses Trägheitsmoment, was sehr günstig wirkt, verkleinern, ohne die Dämpfung der Rollgeschwindigkeit ausgedrückt durch $T = \int dF z^2 c_1$ zu verringern.

Diese Stabilisierungsmethode hat sich bei der Etrich-Taube praktisch sehr bewährt, indem diese Apparate in der Kurve sehr viel weniger Gefahr laufen, abzurutschen.

Man kann nun hiergegen einwenden, daß die Berechnung der Drehmomente durch eine Integration über die unabhängig voneinander gedachten Flächenelemente etwas Willkürliches hat, da die Strömung durch die benachbarten Flächenelemente abgelenkt sein könnte. Dieser Einwand hat insofern eine Berechtigung, als er eine Korrektur der Zahlenwerte der obigen Invarianten auf Grund von ganz bestimmten Versuchsanordnungen verlangt, aber auf jeden Fall geben die obigen Invarianten eine erste, näherungsweise rechnerische Vorstellung von dem Zustandekommen der günstigen Wirkung negativ geneigter, negativ gekrümmter und in Kielstellung aufgebogener, seitlich weit entfernter Tragflächenteile, die bisher gefehlt hat.

Mir erscheint sehr wahrscheinlich, daß man mit Hilfe dieser Mittel zusammen mit einem großen Dämpfungswiderstand der Leitflächen um die vertikale Schwerpunktsachse und einer möglichst kleinen Luvgerigkeit (einem dicht hinter dem Schwerpunkt liegenden seitlichen Druckzentrum) erheblich größere seitliche Stabilitätsgrade ohne sonstige technische Nachteile erreichen kann, als es bisher geschehen ist, im Gegensatz zur Längsstabilität, wo das Wesen des Problems, wie Bothézat⁵⁾ nachgewiesen hat, immer zwei, nahezu indifferente Schwingungen verlangt.

Wenn ich nun auch überzeugt bin, daß die Theorie insbesondere der Seitenstabilität der Flugtechnik großen Nutzen bringen kann, so möchte ich doch andererseits betonen, daß ich mir wohl bewußt bin, daß die Rechnung in jedem Stadium auf den Versuch im Laboratorium und besonders im Großen zurückgreifen muß. Wir haben die oben eingeführten Invarianten T , $T_{i+\epsilon}$, S_a usw. im Laboratorium an schief angeströmten Tragflächenmodellen zu untersuchen, wir haben die Natur der störenden Kräfte, die die Luftbewegung durch ihre Turbulenz ausübt, zu erforschen und wir haben dann auch, nachdem die Rech-

nung unter Berücksichtigung dieser Experimentalergebnisse bis in alle Schlupfwinkel unvorhergesehener Einflüsse verfolgt worden ist, uns zu erinnern, daß dann immer nur erst unendlich kleine Schwingungen erledigt sind und dann die Schwingungen von endlicher Amplitude in Angriff genommen werden müssen.

Diskussion.

Prof. Ahlborn, Hamburg: Herr Prof. Reißner hat die Möglichkeit einer absoluten Stabilität der Aeroplane in Abrede gestellt und die Seitenstabilität der Zanoniasamen und des Etrich-Apparates auf einen negativen Luftstoßwinkel der Flügelspitzen zurückführen zu sollen geglaubt. Ich kann demgegenüber nur feststellen, daß die Zanoniasamen absolut stabil fliegt, und daß die photographische Analyse der Strömungen an einem der Zanoniasamen (nicht der Etrich-Taube!) genau nachgebildeten Modell einen außerordentlich regelmäßigen und schönen Verlauf ergeben hat. Hinter und über den Flügeln liegen die Wurzeln von spiraligen Zopfswirbeln, hier herrscht also sicher Minderdruck und es ist somit ausgeschlossen, daß die Zanoniasamen an den Flügelspitzen einen Luftstoß von oben erfährt.

Prof. Reißner: Wenn ich vom Luftstoßwinkel sprach, so sollte damit nicht gemeint sein, daß die Luft die Flügelspitzen stößt. Vielleicht wäre der Ausdruck Anstellwinkel besser gewesen. Jedenfalls aber müssen die rückwärts aufgebogenen Flügelspitzen, gerade weil die Strömung sich ihrer negativen Krümmung und Stellung anschmiegt, Druck von oben bekommen, und dadurch das in meinem Vortrage besprochene Trägheitsmoment der mit ihrem jeweiligen Anstellwinkel multiplizierten Tragflächen um die Längsvertikalebene günstig verkleinern, wenn auch nicht gerade genau so, wie es das aufgestellte Integral angibt, sondern besser in einer experimentell durch eine gewisse einfache Drehmomentmessung bestimmbaren Weise.

Prof. Baumann, Stuttgart, führt einen praktischen Fall an, aus dem hervorgeht, daß die Flügelspitzen der Etrich-Taube zum mindesten unter gewissen Umständen Druck von oben bekommen.

Prof. v. Parseval, Charlottenburg: Dieser Meinung möchte ich mich auch anschließen.

Dr.-Ing. Bendemann, Lindenberg: Wie mir bekannt ist, glauben die Konstrukteure der »Taube« auch, daß die aufgebogenen Flügelspitzen stabilisierend wirken, indem sie Druck von oben bekommen. Ich möchte bei dieser Gelegenheit hervorheben, daß die Entwicklung dieser Flugmaschine, die sich durch große Stabilität auszeichnet, auch direkt auf den Zanoniasamen und auf die Anregung von Prof. Ahlborn zurückzuführen ist.

Geheimrat Klein, Göttingen: Ich möchte den Vorschlag machen, entsprechend der Anregung, die gestern Herr Dr. Voß gab, daß doch auch die aerodynamisch interessanten biologischen Vorgänge, wie der Tierflug und der Flug von Pflanzensamen, neben den sechs von Herrn Dr. Bendemann unterschiedenen Gruppen in den Kreis der Betrachtungen gezogen werden. Herrn Ahlborn möchte ich noch fragen: Was ist die Zanoniasamen?

Prof. Runge, Göttingen: Lanchester beschreibt in seinem Werke kleine Gleitfliegermodelle aus Glimmer, mit denen er Untersuchungen über Stabilität angestellt hat. Er hatte die Freundlichkeit, mir einige davon vorzuführen. Sie hatten eine erstaunliche Stabilität. Wenn das Modell beim Schweben gegen einen Zweig stieß und dadurch aus dem Gleichgewicht kam, so gewann es nach einer kurzen Fallstrecke sein Gleichgewicht wieder und schwebte im Gleitflug weiter. Diese Modelle hatten allerdings keine aufgebogenen Flügelspitzen, aber sie hatten Kielflossen und auf deren Wirkung dürfte wohl der stabile Flug der Modelle zurückzuführen sein.

Prof. Ahlborn: Auf eine Zwischenfrage des Herrn Geheimrat Klein »Was ist die Zanoniasamen?« möchte ich noch eine kurze Antwort geben. Die Zanoniasamen ist eine javanische Cucurbitacee mit kopfgroßen Früchten, die zur Reifezeit in großer Zahl breitflügelte Flugsamen, Gleitflieger für Nah- und Weitflug, von so vollkommener Stabilität enthalten, daß ein Absturz unmöglich ist. — Die Strömungsanalyse an einem von mir aus Kupferblechen hergestellten Modell hat ergeben,

daß bei größeren Neigungswinkeln die ganze hohle Rückseite mit einem bogenförmigen, seitwärts in Spiralzöpfen auslaufenden Wirbel erfüllt ist. Bei kleinen Flugwinkeln reißt der Wirbel in der Mitte durch. Die Spiralwirbel beginnen dann getrennt, hinter der äußeren Hälfte der Flugflächen, wie wenn sie sich dort festsaugen und den Apparat wie an Zügeln im Fluge in seiner Lage festhalten.

Prof. **Baumann**: Ich möchte fragen, ob der Ausdruck S_a die Veränderlichkeit des Lufteinfallwinkels bei seitlicher Bewegung der Fläche zum Ausdruck bringen soll wie sie z. B. bei V-förmig angeordneten Tragflächen vorhanden ist? (Wird bestätigt.) Dann folgt also aus dem Gedankengang der vorgeführten Rechnungen, daß auch durch Knickung nur einer Kante eine Veränderlichkeit dieses Winkels erzielbar ist. Knickt man nur die hintere Kante, so wirkt das bei sonst richtigem Aufbau der Fläche genau so, wie wenn die Fläche insgesamt geknickt wäre, eine solche Fläche ist aber im Sinne der R.'schen Ausführungen dann insofern günstiger, als bei ihr der Einfallswinkel nach außen abnimmt, somit auch der Ausdruck $T_{i+\epsilon}$ kleiner wird.

Prof. **Reißner**: Jawohl, aber nicht so stark wie durch die Zanoniaspitzen. Es wäre sehr nützlich, wenn der Einfluß der Flügelspitzen einmal genauer experimentell untersucht würde. Ich glaube, daß sich durch passende Gestaltung derselben noch sehr viel erreichen läßt in bezug auf Stabilität und auch in bezug auf Verminderung des schädlichen Seitenwirbelverlustes.

8) Dr.-Ing. **F. Bendemann**, Lindenberg.

Die Luftschraubenfrage und die Arbeiten der Lindener Versuchsanstalt der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.

Über die Luftschraubenfrage im allgemeinen und ihre experimentelle Behandlung habe ich in meinem allgemeinen Referat schon ausgeführt, daß wegen der Schwierigkeit von Propelleruntersuchungen in voller Größe unter den wirklichen Betriebsbedingungen systematische Forschungen möglichst durch vorbereitende Versuche unter vereinfachten Verhältnissen, mit Modellschrauben im Windtunnel oder aber mit Schrauben voller Größe jedoch am festen Versuchsstand und im geschlossenen Raum betrieben werden müssen. Unsere Lindener Versuchsanlage¹⁾ verweist uns auf das letztere Verfahren.

Zur Frage der Leistungsfähigkeit von Tragschrauben, mit der wir uns zunächst zu beschäftigen hatten, habe ich gleichfalls schon bemerkt, daß praktische Erfolge mit Schraubenfliegern einstweilen nicht zu erwarten sind. Aus prinzipiellen Gründen ist eine gleich günstige Tragwirkung, wie mit gradlinig bewegten Drachenflügeln, durch direkt hebende Schrauben nicht zu erzielen, obwohl auch bei jenen die treibende Kraft des Motors zunächst durch eine Schraube vermittelt wird. Hinzu kommen konstruktive Momente: rotierende Tragflächenkonstruktionen fallen bei gleicher Sicherheit notwendig viel schwerer aus, als fest mit dem Flugapparat verbundene; starke Geschwindigkeitsübersetzung zwischen dem raschlaufenden Motor und den Tragschrauben ist unvermeidlich. Erst wenn wir Motoren besitzen, deren Gewicht noch ganz erheblich unter die heutige Grenze gesunken ist, werden uns die praktischen Vorzüge des Schraubenfliegers, insbesondere die unter Umständen ja sehr wichtige Möglichkeit, auf beschränktem Raum aufzusteigen und zu landen, vielleicht zur Wiederaufnahme des Gedankens führen können.

Einstweilen hat sich unser Augenmerk längst mehr der Frage der Triebsschrauben zugewandt. Natürlich kann man aus Standversuchen mit einer Schraube zunächst

wenig oder gar nichts über deren Verhalten in Fahrt mit einer bestimmten Geschwindigkeit schließen. Aber darum handelt es sich für uns auch gar nicht. Vielmehr wollen wir durch systematisches Studium der Elemente der Schraubenkonstruktion unter den vereinfachten Verhältnissen des Schulfalles, den man auch bei theoretischen Betrachtungen immer wieder als Ausgangspunkt wählt, gewisse Grundlagen schaffen.

Unsere Versuche hatten nämlich alsbald gezeigt, daß es zu befriedigender Lösung des Schraubenproblems jedenfalls einer viel weiteren Zergliederung bedarf, als man bei Theorien und Versuchen bisher gewöhnlich für ausreichend hielt.

Einige neuere Versuchsergebnisse werden das näher erklären und zeigen, in welchen Punkten grade von genauen und vielseitigen Festpunktversuchen wichtige Aufschlüsse zu gewinnen sind.

Ich muß zum Verständnis unserer graphischen Versuchsdarstellungen kurz an die zugrunde gelegten Vergleichsrechnungen erinnern¹⁾.

Die Darstellung der unmittelbaren Versuchsergebnisse vereinfacht sich dadurch sehr, daß sich immer wieder die einfache Proportionalität der Schubkräfte (P) einerseits und der Drehmomente (M) andererseits mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit in den praktisch in Betracht kommenden Geschwindigkeitsgrenzen recht genau bestätigt findet; durch die Art unserer Versuchsaufzeichnungen wird das immer wieder geprüft. Wir können deshalb die Wirkung jeder Schraube einfach durch die zwei Proportionalitätsziffern (\mathfrak{P} und \mathfrak{M}) vollständig festlegen, die durch die Ausdrücke:

$$P = \mathfrak{P} \cdot \left(\frac{n}{100} \right)^2; \quad M = \mathfrak{M} \left(\frac{n}{100} \right)^2$$

definiert werden. (Die Winkelgeschwindigkeit führen wir zur Bequemlichkeit immer in der Form $n/100$ ein.)

Um diese Zahlen von der zufälligen Größenordnung der Versuchsobjekte (Schraubenradius = R) unabhängig zu machen, setzen wir noch

$$p = \frac{\mathfrak{P}}{R^4}; \quad m = \frac{\mathfrak{M}}{R^5},$$

womit die Werte nach Ähnlichkeitsbetrachtungen jeweils für eine ganze Schar geometrisch ähnlich geformter Schrauben konstant werden.

Diese Darstellung der Versuchsergebnisse liefert aber noch keinen Anhalt zur Beurteilung der Güte der Schrauben. Hier stößt man auf eine gewisse Schwierigkeit, weil es an einer ohne weiteres verständlichen Vergleichsart fehlt, nach der wir die Güte einheitlich beurteilen könnten. Denn das Maß, nach dem die Praxis natürlich in erster Linie fragt, die Größe der erzielten Schubkraft auf die Einheit der Leistung (L in m. kg/Sek. oder N in PS) ist nicht einmal für eine und dieselbe Schraube eine unveränderliche Zahl. Sie sinkt mit zunehmender Winkelgeschwindigkeit, und für geometrisch ähnliche Schrauben ergibt sich, wenn auch die erzeugten Luftbewegungen ähnlich verlaufen, daß die Kraftausnutzung gleich wird, wenn sie mit gleicher Umfangsgeschwindigkeit $R\omega$ betrieben werden. Man erhält nämlich:

$$\frac{P}{L} = \frac{C}{R\omega} \quad \text{oder} \quad \frac{P}{N} = \frac{C}{R\omega} \cdot \frac{75}{1000}.$$

Charakteristisch für die Kraftausnutzung ist also der Wert der Konstanten C in diesem Ausdruck. Wir können ihn auffassen als die Kraftausnutzung in kg pro PS, die bei der Umfangsgeschwindigkeit $R\omega = 75$ m/Sek. statt-

¹⁾ Beschreibung der Anlage und frühere Versuchsergebnisse siehe Bendemann „Luftschrauben-Untersuchungen“, R. Oldenbourg 1911.

¹⁾ a. a. O. S. 9

findet, eine Geschwindigkeit, die ja auch praktischen Verhältnissen ganz gut entspricht.

Weiter dürfen wir nun aber die Schraube mit höchster Kraftausnutzung C durchaus noch nicht als die beste ansprechen, wenn wir praktischen Verhältnissen gerecht werden wollen. Sie fällt nämlich sehr flach aus und vermag bei gegebenem Durchmesser nur geringe Kräfte aufzunehmen und zu erzeugen, nimmt daher mehr Raum in Anspruch, als man praktisch zur Verfügung hat. Man ist also gezwungen, auch auf gute Raumaussnutzung Bedacht zu nehmen und diese, ohne weiteres durch obige Zahl p definierte Größe sinkt stets mit wachsender Kraftausnutzung.

Wie man das günstigste Kompromiß zwischen diesen Interessen wählen soll, hängt im Grunde von den besonderen Bedingungen jedes einzelnen Falles ab. Wir müßten eine willkürliche Festsetzung über die Definition der besten Schraube treffen, wenn uns nicht die Theorie der »vollkommenen Schraube« einen einheitlichen Vergleichsmaßstab lieferte¹⁾. Nach dieser Theorie kann eine verlustfreie Schraube am festen Punkt höchstens die Schubkraft:

$$P' = \sqrt[3]{2 \mu F \cdot L^2}$$

geben, worin μ die Masse eines Kubikmeters Luft und F die Schraubenkreisfläche ($R^2 \pi$) bedeutet. Wir nennen das Verhältnis

$$\zeta = \frac{P}{P'} = \frac{\text{wirklich gemessene}}{\text{theoretisch mögliche}} \text{ Schubkraft,}$$

bei gleichem R und L den »Gütegrad« der Schraube. Er berechnet sich aus obigen Größen p und C zu:

$$\zeta^3 = \frac{p C^2}{2 \mu \pi} \quad \text{oder} \quad \zeta = 0,228 \sqrt[3]{p C^2} \quad ^2)$$

Dieser Gütegrad hat (auch für Propeller mit Fahrbewegung) eine ganz analoge Bedeutung, wie der in der Thermodynamik gebräuchliche Begriff. Wie bei den Wärmekraftmaschinen durch den II. Hauptsatz bzw. den Carnotschen Kreisprozeß, so sind hier durch den Prozeß der vollkommenen Schraube gewisse Energieverluste als theoretisch unvermeidlich festgestellt. Der »Gütegrad« zieht das richtig in Rechnung, auch für den Betrieb am Festpunkt, wo mangels einer Nutzleistung der Begriff des eigentlichen Wirkungsgrades überhaupt entfällt.

Von dieser Theorie abgesehen sind wir ganz voraussetzungslos an die Aufgabe herangetreten, die wir uns dahin stellen, durch systematische Versuchsreihen die Gesetze der günstigsten Schraubenformen zunächst für den Fall ohne Fahrbewegung festzulegen, in der Voraussetzung, daß damit auch für die Propellerberechnungen im allgemeinen eine wesentliche Grundlage geschaffen wird.

Wir haben einstweilen sogar die übliche Vorstellung außer acht gelassen, die nach Analogie der Schraube in fester Mutter einen Propeller so selbstverständlich als »Schraube« gestaltet denkt, daß wir für eine rotierende Treibvorrichtung mit schräggestellten Flügeln gar keinen anderen Namen haben, auch wenn sie, wie die Elementarschrauben, mit denen wir uns bisher vorwiegend beschäftigt haben, durchaus nicht schraubenförmig gestaltet ist.

Wir sind von dem Flügelement ausgegangen, einem Flügelstück von gleichbleibendem Querschnitt und Anstellwinkel in radialem Sinne. Zwei solche Elemente, einander gegenüber angeordnet, geben eine Elementarschraube. Meist betrug der äußere Durchmesser rd. 3,6, der innere 1,6 m, die Blattlänge also 1 m.

¹⁾ a. a. O. S. 10; ausführlicher Z. d. Vereines Deutscher Ingenieure 1910, S. 786.

²⁾ Das spez. Gewicht der Luft ist mit 1,200 kg/cbm eingeführt.

Wir fragen zunächst nach dem Einfluß der Flügelquerschnittsform, die wir ungemein mannigfaltig variieren können und des Anstellwinkels α (zwischen Profilschne und Drehebene), den wir immer schrittweise verstellen. Aus den hierüber gemachten Versuchsaufnahmen möchte ich nun einige neuere Beispiele zeigen.

Nur möchte ich vorher noch kurz daran erinnern, daß wir uns zunächst vergewissert haben, ob wir nicht durch den Verzicht auf schraubenförmig verdrehte Versuchsflügel (deren Herstellung in den großen Abmessungen unserer Versuche unverhältnismäßige Kosten verursacht haben würde) allzu ungünstige Verhältnisse in Kauf genommen haben, die brauchbare Schlußfolgerungen aus den Versuchen überhaupt in Frage stellen. Es wurde ein Flügelpaar mit nachgiebiger Außenhaut, dessen innerstes und äußerstes Profil man auf einem durchgehenden Arm um beträchtliche Winkel gegeneinander verdreht festsetzen konnte, in verschiedensten Einstellungen derart durchgeprobt, daß man schrittweise die Übergänge verfolgen konnte von der »geraden« oder prismatischen Form ohne Verdrehung, wobei die »Steigung« nach außen proportional dem Radius abnimmt, zu der eigentlichen Schraubenform mit konstanter Steigung und noch weiter zu Formen mit stark nach innen zunehmender Steigung. Für jeden Wert der Flügelverdrehung ergab sich aus einer Reihe von Versuchen mit variiertem äußerer Steigung ein Maximum des Gütegrades und aus dem Vergleich der verschiedenen Reihen zeigte sich, wie zu erwarten war, eine Zunahme der Gütegradhöchstwerte im Sinne der obigen Reihenfolge. Nach innen zunehmende Steigung lieferte noch merklich günstigere Werte, als die eigentliche Schraubenform. Aber die Unterschiede waren durchaus nicht so groß, daß man darnach der Flügelverdrehung einen entscheidenden Einfluß beimessen müßte; denn der Gewinn durch die günstigste Verdrehung betrug gegen die nicht verdrehte Form nur 4%.

Auch weitere Beobachtungen scheinen mir zu bestätigen, daß wir uns mit relativen Schlußfolgerungen aus den Versuchen mit solchen geraden Flügelementen nicht erheblich täuschen. Die absoluten Gütegradswerte schnellen allerdings beträchtlich empor, sobald wir nur den inneren Ausschnitt ausfüllen, also die Flügel bis zur Nabe durchführen; und das sogar in stärkerem Maße, als es dem Verhältnis der bestrichenen Flächen nach anzunehmen wäre, offenbar, weil dann die innere Wirbelzone fortfällt, die erhebliche Energieverluste verursacht.

Wir haben nun verschiedenartige Versuchsserien mit möglichst systematischer Variation der Querschnittsform an solchen geraden Flügelementen durchgeführt.

Bei der Serie Nr. 6, die ich nun hier vorführen möchte (Fig. 1), sind die Profile sogar noch in zwei wichtigen Punkten völlig unverändert geblieben: sie haben alle eine ebene Druckseite und einen gleichen Winkel von $\epsilon = 6,5^\circ$ an der Austrittskante. Also nur die Form der Saugseite und der vorderen Abrundung ist verschieden, dagegen sind alle die Punkte völlig gleich, die man bisher auch bei den eingehendsten Propellertheorien und -berechnungen in Betracht zieht (Steigung, Durchmesser, Flügelfläche usw.). Im Lichte der Theorie gesehen, wären also verschiedene Schrauben, mit diesen Profilen konstruiert, überhaupt nicht verschieden.

Die Versuchsergebnisse zeigen nun sofort, daß man die Einflüsse der Querschnittsform, besonders der Saugseite, keineswegs vernachlässigen darf, und ferner, daß möglichst scharf geschnittene Profile, wie man sie aus natürlichem Gefühl für die besten halten möchte und wie man sie meist auch ausgeführt findet, keineswegs die besten sind. Die 11 Profile sind in der Figur nach der Reihenfolge

abnehmenden Gütegrades numeriert, und wir sehen, daß das möglichst flache und scharfe Kreissichelprofil, dessen Saugseite einfach durch einen Kreisbogen gebildet ist, keineswegs an erster, sondern erst an achter Stelle erscheint. Auch die beiden nächststehenden Profile mit schwacher Rundung vorn und flachgewölbter Saugseite sind recht ungünstig (Nr. 7 und 9), die schlechtesten Profile Nr. 10 und 11 haben bei dicker Abrundung vorn eine ganz

Wert beilegen und mehr die Ausdehnung des Bereiches der Anstellwinkel in Betracht ziehen, über das die Gütegrade sich auf der Höhe halten. Denn bei Schrauben, die mit wechselndem Anstellwinkel, oder, was ungefähr darauf hinausläuft, mit verschiedener Fortschrittggeschwindigkeit durch die Luft arbeiten müssen, wie Aeroplanpropeller beim Anlaufen, kommt gerade darauf viel an, unter den verschiedenen Bedingungen möglichst vorteil-

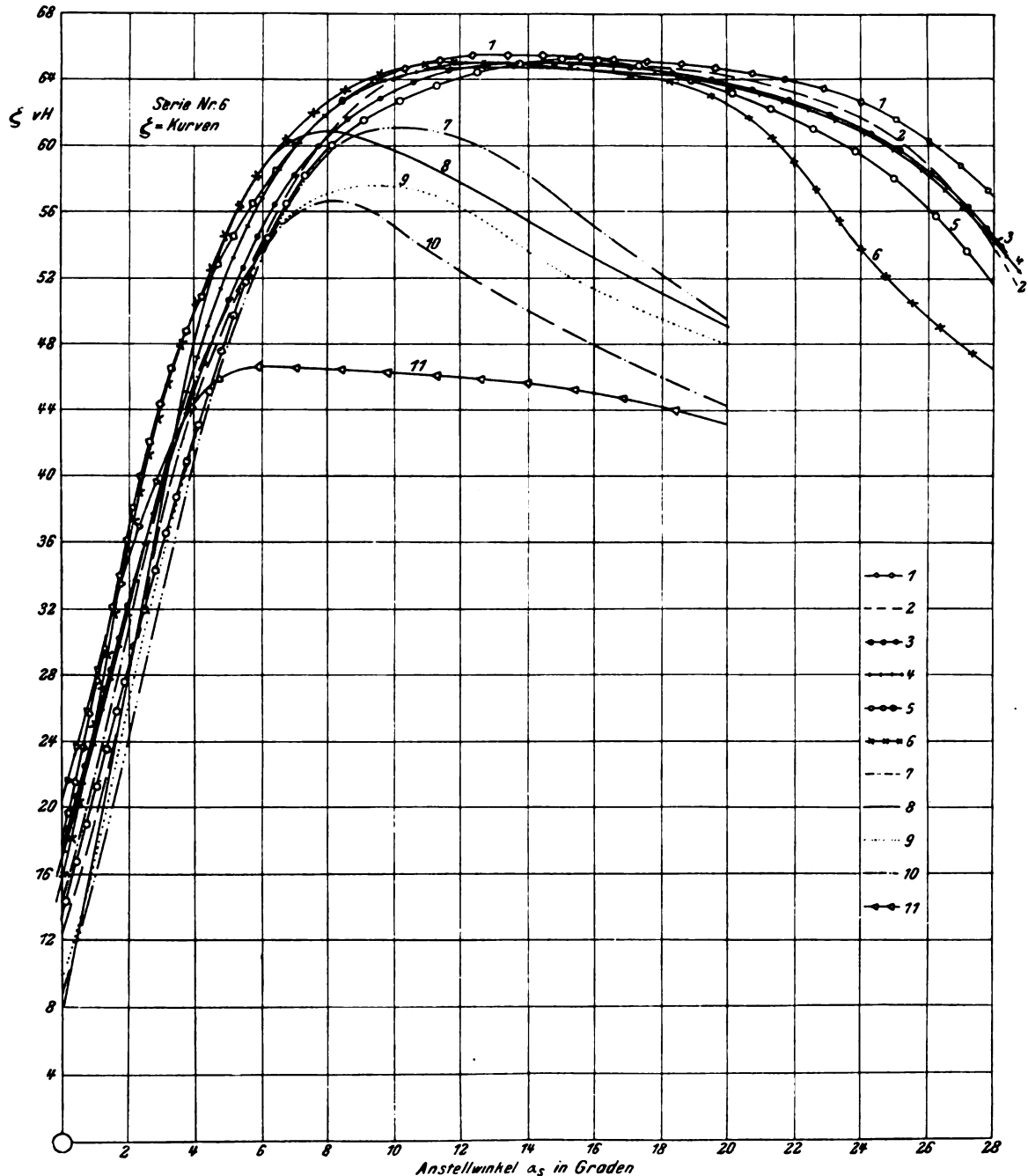


Fig. 2. Serie Nr. 6. Gütegrad.

flache Saugseite, im Grenzfall, Nr. 11, sind wir bis zu der »Keilform« gegangen, die auch auf der Saugseite eben und durch den Kreisbogen abgerundet ist. Die Gütegradzahlen machen aber sofort einen beträchtlichen Sprung, wenn man zu kräftig gewölbten Saugseiten übergeht. Von Nr. 6 bis 1 sind die Gütegradswerte und die Versuchszahlen überhaupt nur noch ziemlich wenig verschieden, obwohl die Profile recht stark voneinander abweichen. Wir möchten den kleinen Unterschieden im Höchstwert der Gütegrade (zwischen 0,650 und 0,655) überhaupt keinen

haft zu arbeiten. Und gerade in dieser Hinsicht sind die Profile mit kräftig gewölbter Saugseite ganz auffallend überlegen.

Das zeigen die Gütegradskurven in Fig. 2, wo die ξ als Ordinaten über den Anstellwinkeln α als Abszissen dargestellt sind. Die flachen Profile 7 bis 11 fallen nach bald erreichtem Maximum mit steigendem α sehr schnell ab, die stark gewölbten bilden dagegen ein Büschel ziemlich ähnlicher, immerhin aber noch recht merklich unterschiedener Kurven mit breit ausgedehntem Maximum.

Allein nach der Kraftausnutzung beurteilt, würde sich die Reihenfolge allerdings wesentlich verschieben. Hier ist, wie die entsprechende Fig. 3 zeigt, das scharfe Sichelprofil bei weitem an der Spitze und die Profile folgen sich ungefähr in umgekehrter Reihenfolge wie früher mit Ausnahme der zugleich dick abgerundeten, aber im Rücken flachen Nr. 10 und 11, die auch hier bei weitem die schlechtesten sind.

Daß die Flügelwölbung, und zwar besonders auf der Saugseite ein Mittel ist, um die Flächenausnutzung günstig zu steigern, wußten wir schon aus früheren Versuchsreihen mit Sichelprofilen verschiedener Wölbung. Jetzt sehen wir,

mit denen man die Formen in einfacher Weise genau beschreiben und durch Variation einzelner Bestimmungsgrößen systematisch abwandeln kann.

Eine Reihe so bestimmter Formen möchte ich in umstehender Tafel I (S. 49) noch kurz vorführen, obwohl mich allerdings noch keine von ihnen für unsere Zwecke voll befriedigt. Sie sind aber in der vorhin gezeigten Versuchsreihe zum Teil verwendet worden.

Zuerst steht die einfache Kreissichelform, die ich schon erwähnt habe.

Dann folgen einige Spiralen mit einfachen Gleichungen in Polarkoordinaten, die von selbst unsymmetrische Kurven

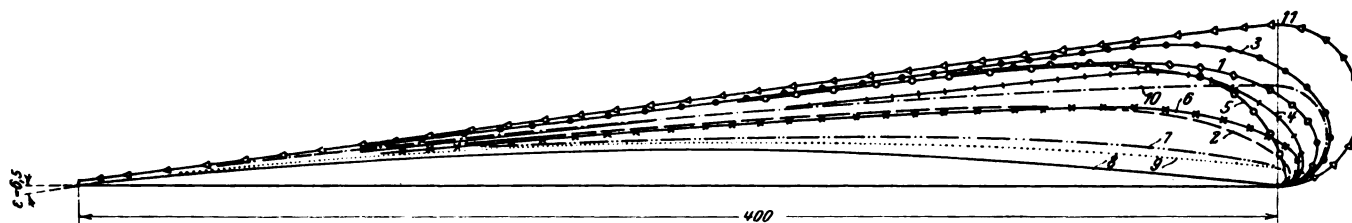


Fig. 1. Serie Nr. 6. Profile.

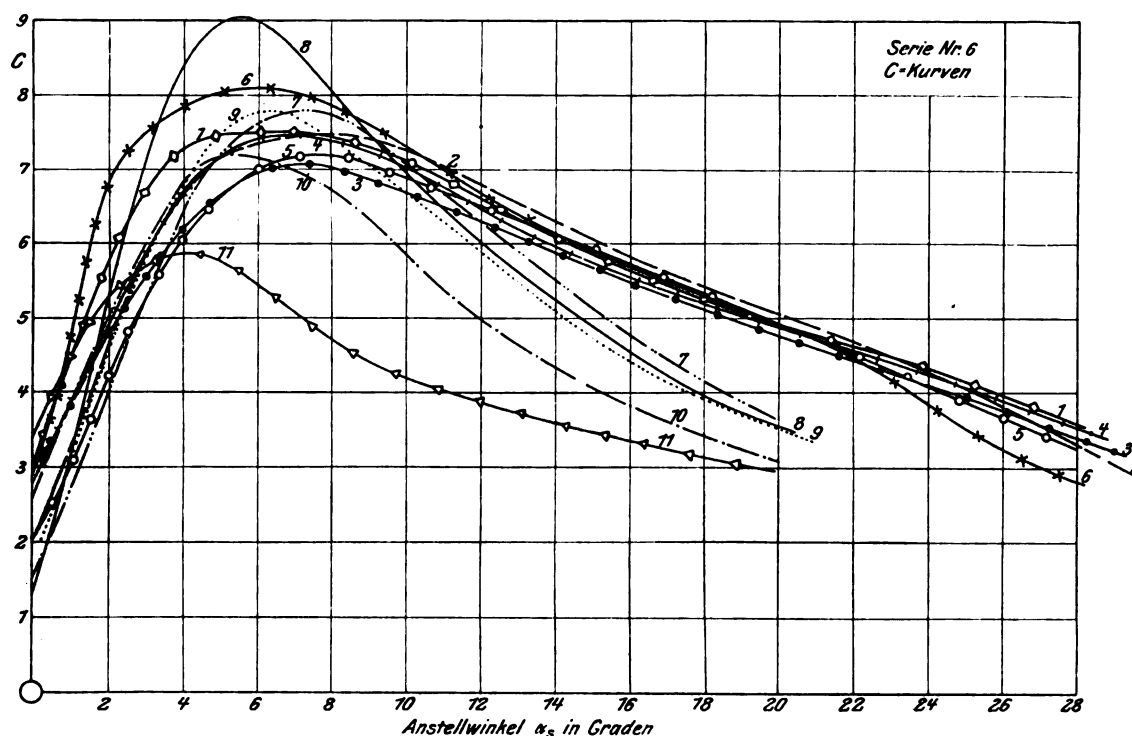


Fig. 3. Serie Nr. 6. Kraftausnutzung.

daß das nicht, wie man anzunehmen geneigt wäre, an dem Einfluß des Kantenwinkels (ϵ) liegt, der ja mit der Wölbung wächst. Er scheint sogar in gewissen Grenzen nur geringen Einfluß zu haben. Eine besondere Versuchsreihe mit variiertem ϵ bei möglichst gleicher Vorderkanten- und Rückenform soll darüber noch weiteren Aufschluß geben.

Es ist allerdings nicht weit durchführbar, die Elemente der Flügelform in dieser Weise getrennt zu behandeln; denn sie lassen sich meist nicht unabhängig voneinander variieren. Überhaupt ist es sehr unbefriedigend, in willkürlich gewählten Formen zu tasten, die man nur durch Zeichnung oder punktweise Koordinatenangabe wiedergeben kann. Ich habe mich daher bemüht, geeignete Gleichungen oder geometrische Konstruktionen ausfindig zu machen,

ergeben, wie wir sie brauchen. Die einfachste, die hyperbolische Spirale, lieferte die Saugseitenform des Profiles Nr. 1, also der besten Form der vorhin gezeigten Serie; als Druckseite ist eine Berührungssehne so angelegt, daß man den gewünschten Austrittskantenwinkel ϵ erhält. Diese Form ist aber mangels variierbarer Bestimmungsgrößen in der Kurvgleichung zu unelastisch. Ist ϵ gewählt, so liegt alles andere fest.

Die logarithmische und die parabolische Spirale — ob letztere Bezeichnung schon gebräuchlich ist, weiß ich nicht, sie ist aber nach der Form der Gleichung wohl berechtigt — geben bei kleinem ϵ nur sehr geringe Abweichungen von der Kreissichel; die Wölbung ist nach vorn etwas verstärkt, aber eine merkliche Abrundung beginnt erst bei sehr großen Werten von ϵ .

Die als »Arcus-Sinus-Spiralen« bezeichneten Formen haben dagegen vorn sehr schöne Abrundungen und man kann durch Wahl der Konstanten k und c sehr mannigfaltige Abwandlungen erzeugen, insbesondere beliebig kleine und große ε . Bei $k = 1$ wird $\varepsilon = 0$ und die Saugseite zeigt dann hinten eine vielleicht günstige Einwölbung. Die Gleichung ist aber rechnerisch sehr unbequem und ihrer transzendenten Form wegen sind die Winkel- und Dickenmaße wohl nur durch Probieren bestimmbar.

Die »einfach parabolische Kurve« mit quadratischer Gleichung in kartesischen Koordinaten ist einfach aus zwei gleichen Parabeln symmetrisch zusammengesetzt, die im vordersten Punkte mit gemeinsamer Tangente ineinander übergehen. Als Druckseite ist die zur Symmetrieachse parallele Tangente der unteren Parabel benutzt. Die vordere Abrundung ist also symmetrisch und verläuft auch an der Druckseite ziemlich weit nach hinten.

Noch mehr ist das bei der zunächst gleichfalls symmetrischen »doppelt-parabolischen« Kurve der Fall. Ihre Gleichung ist vom vierten Grade, aber rechnerisch sehr bequem zu behandeln. Ihre beiden Äste schneiden sich im Abstände b von vorn auf der Symmetrieachse. Sie bilden bis dahin eine sehr schöne Form für den Umriß von Luftschiffkörpern. Als Flügelform mit einseitig tangential angefügter Begrenzung scheint sie aber wegen des langen, symmetrischen Kopfteiles nicht günstig, was sich durch einen Versuch bestätigte.

Weiter folgen noch zwei Formen, die aus verschiedenen Kurvenstücken zusammengesetzt sind. Beide haben wir in Ermangelung von Besserem mehrfach verwendet.

Bei der »kreis-elliptischen« Form kann man die plausible Bedingung stellen, daß an den Übergangspunkten vom Kreisbogen vorn zur Ellipse und von dieser zu der hinten anschließenden Parabel jeweils die Krümmungsradien gleich sein sollen. Die Form ist dann durch eine Bestimmungsgröße, als die man den Austrittskantenwinkel ε wählen kann, vollständig festgelegt und bequem zu konstruieren. Aber bei kleinem ε wird sie für praktische Ausführungen zu flach.

Durch Verzicht auf die eine dieser Bedingungen, oder beide, kann man natürlich sehr mannigfaltige Formen erzeugen, die wir denn auch benutzt haben.

Die »Dreiparabelform« schließlich besteht aus drei zunächst willkürlich aneinandergesetzten Parabelbögen, von denen die dritte, die die Druckseite bildet, eine Gerade sein kann. Man kann durch die Endpunktstangenten der drei Bögen die Form leicht beschreiben und sie daraus auch nach bekanntem Verfahren ohne Rechnung leicht konstruieren, was sie für die praktische Anwendung empfiehlt. Die vorderste Parabel (I) muß mit den beiden anderen je eine Tangente gemeinsam haben; es bleibt also ein Tangentenviereck zu bestimmen, dazu aber noch zwei Übergangspunkte, wozu, von einer Dimensionsgröße abgesehen, sechs Bestimmungsgrößen nötig sind. Man kann wieder bedingen, daß die Parabeln I und II an ihrem Übergangspunkte (B) gleiche Krümmung haben sollen. Dann fällt eine der Bestimmungsgrößen fort. Durch die im ersten Beispiel angedeutete Konstruktion ist diese Bedingung ohne Rechnung bequem zu erfüllen. Im zweiten Beispiele ist zugleich noch der Scheitel von Parabel II in den Übergangspunkt B gelegt, und der vordere Tangentenwinkel $2\tau_e = 60^\circ$ gewählt, was noch besondere Vereinfachungen der Konstruktion und eine recht gute Form ergibt.

Bisher scheint es, daß sich zusammengesetzte Formen der zuletzt genannten beiden Arten schließlich praktisch am besten bewähren werden. Wir haben jetzt verschiedene von ihnen in Gestalt vollständiger, bis zur Nabe durchgeführter, bisher aber noch »gerader« Flügel durchgeprobt

und damit sofort Gütegrade von etwa 75 % erzielt, die sich beim Übergang zu verdrehten Flügeln mit günstigem Steigungsgesetz noch verbessern dürften¹⁾. Der Schraubendurchmesser wurde dabei auf 3,0 m herabgesetzt, die Flügelbreite von 0,4 m aber zunächst beibehalten. Nach bisherigen Versuchen zu schließen, wird sich der Gütegrad bei schmalen Flügeln noch weiter verbessern; mit verminderter »Völligkeit« (Flächenbedeckung des Schraubenkreises) sinkt auch die Flächenausnutzung; dafür steigt die Kraftausnutzung. Es wird sich also noch darum handeln, das Maß dieser Verschiebungen durch Versuchsreihen mit Flügeln verschiedener Breite oder auch mit mehr als zwei schmalen Flügeln bei günstigen Profilformen festzulegen. Einige Fragen geringerer Wichtigkeit: der Einfluß der schon aus Festigkeitsrücksichten praktisch gebotenen Verjüngung der Flügeldicke nach außen und in Verbindung damit der Abrundungen am äußeren Umriß dürften sich dann rasch erledigen lassen.

Wir werden so in einiger Zeit dahin gelangen, die günstigsten Formen, z. B. für eine verlangte Flächenausnutzung, beim Betriebe am festen Punkt mit Sicherheit angeben zu können, und es wird sich dann um die Nutzanwendung auf Triebsschrauben handeln. Bekanntlich kann man durch einfache Betrachtungen angeben, wie die Flügel einer fortschreitenden Schraube gestellt, oder mit welchen Winkeln sie gearbeitet werden müßten, um den relativen Luftstrom in entsprechender Weise wie beim Festpunktsversuch zu durchschneiden. Auf solche Betrachtungen stützen sich die bisher praktisch angewandten Berechnungsverfahren. Aber bei genauerer Überlegung kann man nicht verkennen, daß die Strömung an der Schraube in Fahrt doch einigermaßen anders verlaufen muß als am festen Punkt, und es ist nicht möglich, auf theoretischem Wege sicher zu bestimmen, welchen Einfluß das auf die geweckten Kräfte und die günstigste Formgebung haben mag. Solange nicht einigermaßen reichhaltige Versuche mit Schrauben in Fahrt vorliegen, wird man darüber auch kaum hinweg kommen.

Indessen läßt sich vermuten, und zwar mit großer Wahrscheinlichkeit, daß die Profilausbildung auch bei Schrauben in Fahrt von ähnlichem, großen Einfluß sein wird, wie wir ihn gefunden haben. Daraus ergibt sich also jedenfalls ein Fingerzeig für Verbesserungen der Form bei Luftschrauben, und wohl auch bei Wasserschrauben. Übrigens findet man schon bei einigen neueren Luftpropellern bekannter Spezialfirmen eine gewisse, wenn auch noch zaghafte Abweichung von der herkömmlichen scharfen Sichelform und eine Annäherung an die besten Profile nach unseren Versuchen (»Hélice Normale« von Ratmanoff (Paris); »Eta-Propeller« von Borrmann & Kaerting (Berlin). Man kann annehmen, daß das auf praktischen Erfahrungen beruht und darin eine Bestätigung unserer obigen Vermutung erblicken.

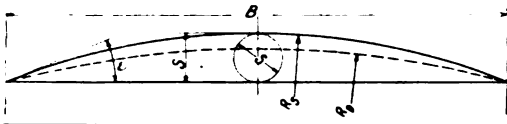
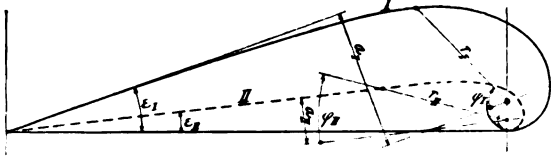
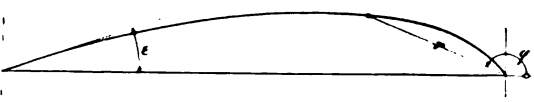
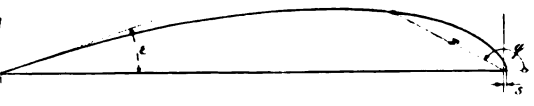
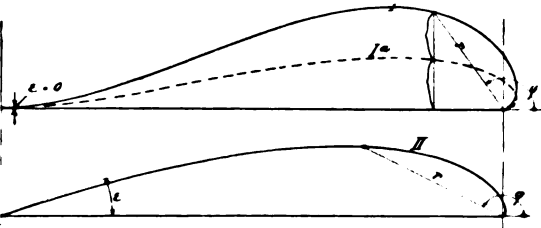
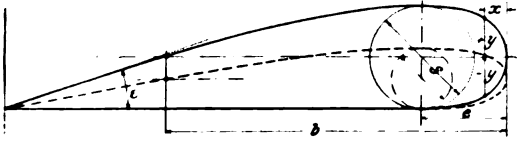
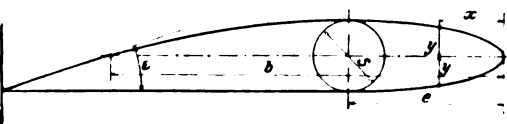
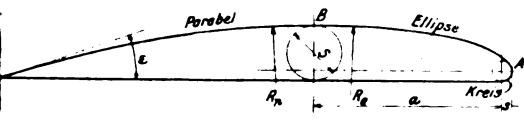
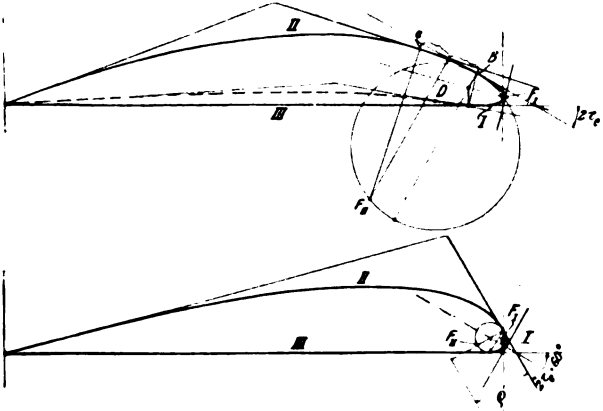
Andererseits liegt in dem starken Einfluß des Profilerückens ein wichtiger Grund dafür, daß Schraubentheorien und -Berechnungen sehr unzuverlässig sein müssen, solange sie die Schraube nur als eine Fläche ohne Dicke behandeln. Man wird, wie ich anfangs sagte, das Problem weiter zergliedern und besonders die Rückenwölbung der Flügel, wenn auch auf empirischer Grundlage, mit in Rechnung ziehen müssen.

Diskussion.

Dr.-Ing. Pröll, Danzig: Ich möchte fragen, ob nicht der Umstand, daß die Flügel der untersuchten Schrauben nicht

¹⁾ Die vorgeführten Beispiele aus den im Gange befindlichen Versuchsreihen werden nach deren Abschluss in dieser Zeitschrift veröffentlicht.

Tafel I. Einige geometrisch einfach bestimmte Flügelprofilformen.

	Charakter	Konstruktion oder Gleichung
	Kreissichelform	$\left. \begin{array}{l} RS = \text{konst} \\ RD = \text{konst} \end{array} \right\} \tan \epsilon \cong \frac{2S}{B}$
	Hyperbolische Spiralen	$r = \frac{a}{q}$
	Parabolische Spirale	$\begin{array}{l} r = c q^a \\ \tan \epsilon = \frac{\pi}{a}; B = c \pi^a \end{array}$
	Logarithmische Spirale	$\begin{array}{l} r = s e^{m q}; \\ m = \text{ctg } \epsilon \\ \ln \left(\frac{r}{B} \right) = m (q - \pi) \end{array}$
	Arcus-Sinus Spiralen	$r = B \arcsin \left(k \frac{q}{\pi} \right)$ <p>I. $k = 1$; $c = 2$ Ia. dasselbe, Ordinaten ($r \sin q$) halbiert II. $k = 0.95$; $c = 4$</p>
	»Einfach-parabolische Kurve«	$y = \pm A b \left(\sqrt{\frac{x}{b} - \frac{x}{b}} \right)$ $\tan \epsilon = A \left(\sqrt{\frac{1}{2 \sqrt{2+3}}} - 1 = -0.585 A \right)$ $B = b (\sqrt{1/2 + 3/4}) = 1.457 b$ $C = 1/4 b = 0.171 B$
	»Doppelt-parabolische Kurve«	$y = \pm A b \left(\sqrt{\frac{x}{b} - \left[\frac{x}{b} \right]^2} \right)$ $\tan \epsilon = \frac{A}{2} \left(\sqrt{\frac{b}{x} - 4 \frac{x}{b}} \right)$ $B = 1.263 b$ $e = 1/2 \sqrt[3]{1/2} b = 0.397 b$
	»Kreis-elliptische Form« (Zusammengesetzt aus Kreis, Ellipse u. Parabel)	<p>Krümmungsradien von Kreis und Ellipse bei A Krümmungsradien von Ellipse und Parabel bei B je einander gleich</p> $\tan \epsilon = \frac{B-a}{R};$ $s = 1/4 \frac{a}{B} (C^4 - 2C^2); C = \frac{B-a}{a}$
	»Dreiparabel-Form« (Zusammengesetzt aus drei Parabeln)	<p>1. Die Parabeln I. und II. haben im Übergangspunkt B gleiche Krümmung ρ; Konstruktion: die Brennpunkte F_I und F_{II} liegen auf dem Kreis über $q/2$. 5 Bestimmungsgrößen. 2. Außerdem liegt der Scheitel von II in B. Es bleiben 4 Bestimmungsgrößen.</p>

bis an die Nabe reichten, einen Einfluß auf die Wirkungsweise hat?

Dr.-Ing. **Bendemann**: Ein solcher Einfluß ist insofern vorhanden gewesen, als die Flügel, die nicht bis zur Achse reichten, etwas kleineren Schub ergeben haben als die, bei denen dies der Fall war.

Dr.-Ing. **Pröll**: Bei Schiffsschrauben ist es wegen der nach innen zu stark anwachsenden Tangentialkomponente des Wassers nicht empfehlenswert, mit den Flügeln allzunah an die Achse heranzugehen. Dicke Naben sind daher dort oft von Vorteil; bei Luftschrauben müßte sich doch wohl etwas Ähnliches ergeben.

Prof. **Prandtl**, Göttingen: Bei Luftschrauben hat das wohl keine große Bedeutung. Bei Ventilatoren, bei denen es auf Erzeugung von Druckdifferenzen ankommt, kann allerdings in der Nähe der Achse, wo die Flügel wenig wirksam sind, leicht Rückströmen eintreten; man bildet deshalb den inneren Teil oft als volle Scheibe aus.

Die Bestrebungen, für die Flügelquerschnitte leicht reproduzierbare Kurven zu erhalten, die durch mathematische Formeln oder Konstruktionen mit möglichst wenig Konstanten bestimmt sind, halte auch ich für sehr nützlich. Man sollte dabei m. E. möglichst darnach trachten, für den ganzen Umriß ein einheitliches Gesetz zu verwenden. Man könnte an die von Joukowski angegebenen Flügelprofile denken. Aber es gibt noch viele andere Wege. Ich habe mir eine Formel ausgedacht, die — wenigstens für die Meridianlinie von Luftschiffkörpern — sehr gute Formen ergibt. Sie lautet:

$$y = a \left(\frac{x}{l} \right)^m \left(\frac{l-x}{l} \right)^n.$$

Durch Veränderung der beiden Parameter m und n kann man eine außerordentliche Mannigfaltigkeit von Formen schaffen. Durch Überlagerung der Ordinaten dieser Kurven mit Parabeln, Kreisbögen usw. lassen sich auch Flügelprofile verschiedener Art herstellen.

Prof. **Runge**, Göttingen: Bei solchen Formen kommt es auf einen möglichst stetigen Verlauf der Linien an. Beim Entwerfen der Kurven könnte vielleicht ein kleines Instrument, das ich für solche Zwecke angegeben habe, gute Dienste leisten. Es besteht aus zwei elastischen Stahlstäben, die an beiden Enden durch einstellbare Gelenke miteinander verbunden sind. Je nach den Winkeln, unter denen die beiden Gelenke eingestellt sind, kann man das Instrument den verschiedensten Kurven von nicht zu großer Krümmung anpassen, auch z. B. solchen mit Wendepunkten.

Der neunte Fachvortrag von Professor Dr.-Ing. **Föttinger**, Danzig, über »Die physikalische Grundlage der Turbinen- und Propellerwirkung« konnte in dieser Nummer nicht mehr aufgenommen werden, da das Manuskript bis zum Redaktionsschluß nicht eingelaufen war.

Flugschau.

Am 27. Januar stiftete der Kaiser einen Preis von M. 50 000 für den besten deutschen Flugmotor. Der Preis soll am 27. I. 1913 zur Verteilung kommen.

Am 22. Januar stellte Dipl.-Ing. **Grulich** auf Harlan (100 PS Argus) einen neuen Dauerflug-Weltrekord auf, indem er mit zwei Passagieren 2 Std. 2 Min. 5 Sek. in der Luft blieb. (Milling 1 Std. 54 Min. 42 Sek.).

In Béthény stellte **Prevost** am 22. I. auf **Deperdussin** durch einen Flug mit zwei Passagieren bis auf 2200 m Höhe einen neuen Höhenweltrekord mit zwei Passagieren auf. Zu dem Aufstieg wurden 30 Minuten gebraucht.

Neue Schnelligkeitsrekorde für lange Strecken schuf am 24. Januar **Tabuteau** auf einem **Morane-Saulnier**-Eindecker mit 50 PS-Gnomemotor. Die erzielten Zeiten sind folgende:

200 km 1 Std. 54 Min. 21 Sek. (Aubrun 2 Std. 18 Min. 30³/₅ Sek.)
250 km 2 Std. 22 Min. 15³/₅ Sek. (Bournique 3 Std. 4 Min. 28¹/₅ Sek.)
300 km 2 Std. 51 Min. 43¹/₅ Sek. (Bournique 3 Std. 4 Min. 55²/₅ Sek.)

Durch diesen Flug wurden gleichzeitig neue Stundenrekorde geschaffen.

2 Stunden 205,287 km (Aubrun 165,4 km)
3 Stunden 316,387 km (Aubrun 252,5 km)

Dipl.-Ing. **Grulich** flog am 25. Januar mit drei Passagieren 1 Stunde 35 Min. und schlug damit den Dauerweltrekord für Flüge mit 3 Passagieren (1 Std. 26 Min. 23 Sek.).

Grulich führte diesen Flug auf einem neuen Harlan-Eindecker mit 100 PS-Argusmotor aus.

Auf einem Sommerdoppeldecker schuf **Molla** am 26. Januar einen Rekord für Dauerflüge mit 5 Passagieren durch einen Flug von 1 Std. 6 Min. Ein Rekord dieser Art bestand bis jetzt noch nicht. Das Flugzeug hatte eine Nutzlast von 500 kg zu tragen.

In Douzy griff **Bathiat** auf einem Sommer-Eindecker mit 70 PS-Gnome erfolgreich die Geschwindigkeitsrekorde an. Die neuen Rekorde sind folgende:

10 km	4 Min. 8 ¹ / ₅ Sek.	(Vedrine 4 Min. 13 ² / ₅ Sek.)
20 km	8 Min. 13 ¹ / ₅ Sek.	8 Min. 26 ³ / ₅ Sek.
30 km	12 Min. 25 ³ / ₅ Sek.	12 Min. 40 ³ / ₅ Sek.
40 km	16 Min. 33 ¹ / ₅ Sek.	16 Min. 43 Sek.
50 km	20 Min. 43 ¹ / ₅ Sek.	21 Min. 4 Sek.
100 km	41 Min. 28 ³ / ₅ Sek.	41 Min. 40 ⁴ / ₅ Sek.

Die Stundengeschwindigkeit **Bathiat's** betrug 146,44 km (Vedrine 145,177 km), die höchste Durchschnittsgeschwindigkeit während dreier Runden 150 km.

Ausstellungen.

Für die »Ala« (Berlin 3. bis 14. April) hat die Oberzolldirektion Berlin zollfreie Einfuhr ausländischer Gegenstände, sofern dieselben wieder ausgeführt werden, genehmigt. Damit den Ausstellern die Kosten, welche mit der Beschickung einer Ausstellung verbunden sind, so niedrig wie möglich kommen, hat der Arbeitsausschuß beantragt, unverkauft gebliebene Gegenstände auf den deutschen Eisenbahnlinien frachtfrei zurückzubefördern. Auf Wunsch wird um diese Vergünstigung auch für fremdländische Bahnlinsen nachgesucht werden.

Bücher-Besprechungen.

Die Luftschiffahrt von R. N i m f ü h r. Verlag B. G. Teubner, Leipzig 1911.

Daß einer der ersten Bände in Dr. **Bastian Schmid's** naturwissenschaftlicher Schülerbibliothek die Luftschiffahrt behandelt, ist selbstverständlich. Herr Schmid hat dafür den bekannten und bewährten Wiener Schriftsteller und Forscher **Nimführ** gewonnen, der in dem kleinen Band eine ausgezeichnete Übersicht über die experimentellen und theoretischen Grundlagen von Luftschiffahrt und Flugtechnik bietet. Leider findet sich in dem Buch eine so große Zahl von Schreibfehlern, daß wohl kaum ein einziger Schüler, selbst ein reifer, für die es bestimmt ist, das Buch wird bis zu Ende lesen können.

Dr. K. Schr.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. E. 16 139. Steuerung für Flugzeuge mittels eines zur Bewirkung der Höhen- und Schräglagensteuerung allseitig beweglichen Hebels. August **Euler**, Frankfurt a. M., Forsthausstr. 105 a. A 27. 8. 10. E 18. 3. 12.

77 h. K. 46 468. Einrichtung zur Erhaltung der Stabilität von Flugzeugen mit zwei nicht gleichachsigen Luftschrauben. Georg **Killat**, Friedenau b. Berlin, Kaiser-Allee 142. A 12. 12. 10, E 18. 3. 12.

77 h. M. 42 354. Drachenflieger mit Hubschraube. Gustav **Mees**, Charlottenburg, Leibnizstraße 97. A 7. 12. 09, E 18. 3. 12.

77 h. D. 24 575. Entfaltungsvorrichtung für Fallschirme. Léon **Dangy**, Le Perreux (Frankr.); Vertr.: O. Cracoanu, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 23. 1. 11. E 22. 3. 12.

77 h. W. 36 105. Motorluftschiff mit während der Fahrt lösbarer Gondel. Emil **Wedekind**, Berlin, Koloniestr. 73. A 19. 11. 10, E 22. 3. 12.

77 h. E. 16 005. Fahrgestell für Flugzeuge. Robert **Esnault-Peltier**, Billancourt, Seine, Frankr.; Vertr.: M. Mintz, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 12. 7. 10, E 25. 3. 12.

77 h. B. 59 107. Flugzeug mit um eine Querachse drehbaren Tragflächen. Bernhard **Becker**, Halle a. S., Steinweg 7. A 11. 6. 10, E 29. 3. 12.

46 a. C. 18 579. Explosionskraftmaschine mit entgegengesetzt zur Kurbelwelle sich drehenden Zylindern. Henri **Marius Canon** und Pierre **Georges Unné**, Le Havre, Frankr.; Vertr.: R. Deibler, Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemcke u. W. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 26. 11. 09, E 29. 3. 12. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 15. 12. 08 anerkannt.

46 c. B. 62 688. Unterbrecher für die elektrische Zündung von Verbrennungsmotoren. Fa. Robert **Bosch**, Stuttgart. A 10. 4. 11, E 18. 3. 12.

46 c. F. 30 415. Zündkerze für Explosionskraftmaschinen. Paul **Fladrich**, Spandauerstr. 16, u. Georg **Weise**, Schulstraße 5, Charlottenburg. A 28. 7. 10, E 18. 3. 12.

46 c. J. 13 215. Autogen geschweißter Zylinder für Explosionskraftmaschinen. Ernst Jaenisch, Charlottenburg, Wielandstr. 9. A 15. 12. 10, E. 18. 5. 12.

46 c. Z. 6974. Kühlvorrichtung mit Verdampfungskühlung und Kondensation für Verbrennungsmotoren. Hans Zimmermann, Mannheim, Lameystr. 25. A 17. 9. 10, E. 18. 3. 12.

46 c. Z. 7015. Kühlvorrichtung mit Verdampfungskühlung und Kondensation für Verbrennungsmotoren; Zus. z. Anm. Z. 6974. Hans Zimmermann, Mannheim, Lameystr. 25. A 20. 10. 10, E. 18. 3. 12.

Patent-Erteilungen.

46 c. 243 965. Antriebsvorrichtung für Zündmaschinen von Explosionsmotoren, bei welchen die Zylinder und die Kurbelwelle sich im entgegengesetzten Sinne drehen. Georges Henri Marius Canton u. Pierre Georges Unné, Le Havre, Frankr.; Vertr.: R. Deißler, Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke u. W. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 27. 11. 09. C. 20 951.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 15. 12. 08 anerkannt.

46 c. 244 015. Hochspannungszündkerze mit Flügelradelektrode. Eduard Kuhn-Moos, Zürich; Vertr.: R. Deißler, Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke u. W. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 30. 3. 11. K. 47 515.

Priorität aus der Anmeldung in der Schweiz vom 29. 3. 10 anerkannt.

Auszüge aus den Patentschriften.

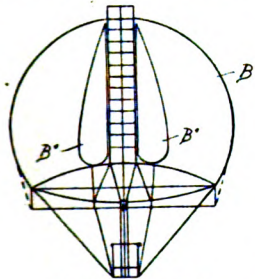
237 195. Erdverankerung für Luftschiffe, Masten u. dgl. Joh. Phil. Burger in Erstein und Wilhelm Müller in Neudorf b. Straßburg, Els. — Die zwei Schenkel sind gelenkig miteinander verbunden. Mittels Spreizgelenks faßt das Seil, an dem das Luftschiff hängt, an dem zu befestigenden Gegenstande, sodaß der Widerstand im Boden mit der Größe des Zuges wächst.

240 603. Luftschraube mit kammerartigen Schaufeln. Eduard Riedel in Schweidnitz, Schlesien. — Die Luftschraube ist mit Klappen, Schiebern o. dgl. versehen, so daß man sie im Bedarfsfalle schließen kann, zu dem Zwecke, die Fallschirmwirkung der Luftschraube zu erhöhen.

241 295. Ablaufvorrichtung für Flugmaschinen. James Means in Boston, Mass., V. St. A. — Ein durch ein Druckmittel in einem Zylinder bewegter Kolben ist mit einem die Flugmaschine tragenden Schlitten oder Radgestell durch die Kolbenstange direkt verbunden und auf einer drehbaren Plattform angeordnet. Die Zuleitung von dem neben oder auf dem Drehgestell angeordneten Druckmittelerzeuger (Luftpumpe) zum Zylinder ist mit einem Regulierventil versehen. (Siehe auch Pat. 237 589 Heft 19.)

241 365. Luftschiffgondel mit Spiralfederpanzerung. Wilhelm Obst in Köthen i. Anh. — Die Gondel ist ringsherum mit einem federnden Polster umgeben, welches durch eine wasserdichte Hülle abgedeckt ist, während durch Ausfahren eines Daches und Überspannen desselben mit einer Hülle ein Fallschirm über der so gesicherten Gondel gebildet wird.

241 497. Baustoff für Gasblasen von Motorluftschiffen o. dgl. August Krumholz in München. — Der Baustoff besteht aus zwei oder mehreren dünnen Metallfolien unter Aufbringung eines elastischen, keine Diffusion besitzenden Bindemittels und dazwischengelegtem Drahtgewebe. Das Ganze wird durch Pressen fest verbunden. (Siehe 238 540.)



Zu Nr. 241 298.

240 708. Luftschiffkörper mit ringförmigen Einzelgasbehältern. Gustav Düsterloh in Sprockhövel i. W. — Der Tragkörper ist aus einer Anzahl ringförmiger Gasbehälter zusammengesetzt, deren äußere Ringflächen die äußere Tragkörperfläche, deren innere Flächen einen zentralen Längskanal bilden, in welchem der Propeller gelagert ist.

240 182. Hülle für Gastragkörper von Luftfahrzeugen mit Stellen geringerer Festigkeit im unteren Teil. W. E. Dörr und Deutsche Luftschiffahrts-Akt.-Ges. in Friedrichshafen a. B. — In der eigentlichen Hülle befinden sich Löcher, die in einer Reihe liegen und deren Ränder verstärkt sind. Über die Lochreihe innen oder außen (am besten außen) ist eine Stoffbahn entsprechend geringer Festigkeit gelegt, die an ihren Rändern mit der Hülle vernäht und verklebt wird, so daß die eigentliche Hülle in Form einer Falte

über diese Stelle geringer Festigkeit hinwegläuft. Kommt jetzt diese zum Platzen, so öffnen sich die Löcher der eigentlichen Hülle, und der Tragkörper ist zu einem unten offenen geworden. Wenn man die Hüllenfalte nach außen legt, ist bei eventuellem Schläffen werden auch noch der Vorteil damit verbunden, daß sich dann die geplatze Bahn vor die Löcher der Hülle legen wird und so ein Eintreten von Luft verhindert.

242 415. Flugapparat mit Schlagflügelpaaren die an einer parallel zu seiner Längsachse angeordneten Welle angelenkt sind. Henry Mesinger in New York. — Die Schlagflügel sind an einer parallel zur Längsachse angeordneten Welle angelenkt. Die, die Schlagflügel tragende Welle ist in Armen einer gleichfalls parallel zur Längsachse des Flugapparates angeordneten Tragwelle gelagert. Durch Drehung der letzteren werden die Schlagflügel seitlich nach rechts oder links ausgeschwenkt und können in beliebiger Lage festgestellt werden.

241 298. Ballon- und Flugzeugstoff aus gummiertem Bastfasergewebe. Gebr. Häberer in Rodevich i. V. — Die Bastfäden werden zwecks besseren Haftens des Gummis mit Baumwollfäden umzwirnt.

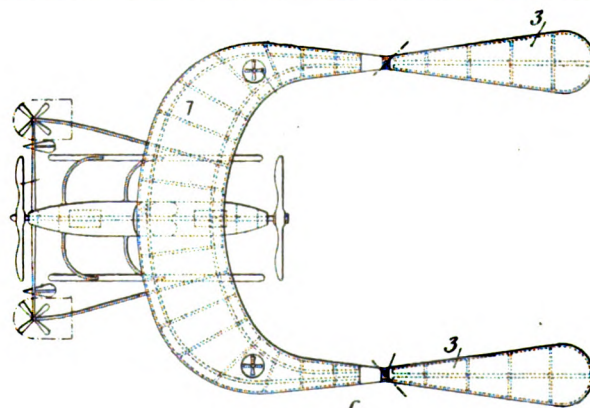
240 183. Verfahren zur Nachfüllung von Luftschiffen während der Fahrt mit überhitztem Wasserdampf. Oskar Klemm in Wiesbaden. — Das in dem Tragkörper kondensierte Wasser wird zu den Zylinderwandungen des Motors geleitet, wo es verdampft wird. Der Dampf wird in einem im Auspuff des Motors untergebrachten Schlangengrohr getrocknet und überhitzt.

238 540. Baustoff für Luftschiffe. August Krumholz und Rudolf Rausch in München. — Der Baustoff besteht aus Zelluloid mit Drahteinlage. Auf diesen Stoff ist eine Schicht Kork oder Infusorienerde aufgebracht und festgewalzt. (Siehe 241 497.)

239 989. Vorrichtung zur Änderung der Höhenlage von starren Ballons. Dr. Paul Lehmann in Schöneberg b. Berlin. — Das Ballonett ist aus elastischem Material hergestellt. Vor dem Füllen des Tragballons mit Gas muß der Luftsack aufgepumpt werden. Durch Auslassen von Luft wird, da der starre Ballon sich nicht zusammenziehen kann, der Gasraum vergrößert und die Steigkraft des Luftschiffes erhöht und ebenso durch Wiedereinblasen der Gasraum verkleinert und ein Fallen bewirkt.

237 223. Luftschiffgondel mit Ballastabgabevorrichtung. Dr. Oswald Berner in Berlin. — Der Ballastbehälter bildet den unteren Teil der Gondel. Nach Entleerung kann derselbe als Schwimmkörper dienen.

241 108. Flugmaschine mit in der Längsrichtung verlaufenden Gleichgewichtsflächen und in der Längsachse liegender Antriebschraube. Octave Cadel in Paris. — Das Flugzeug besteht aus Tragflächen mit in der Längsrichtung verlaufenden Gleichgewichtsflächen und einer Antriebsschraube, welche in der Längsachse



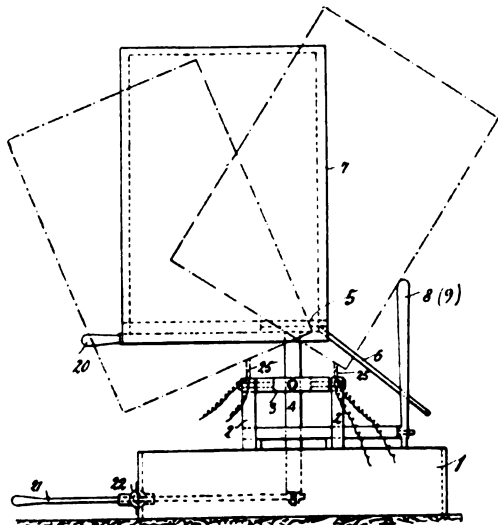
Zu Nr. 241 108.

liegt. Die Haupttragfläche 1 besitzt die Gestalt eines Halbmondes, dessen konkave Seite nach hinten gerichtet ist, derart, daß seine Ränder vorn und hinten in allen Punkten normal zu den Luftstrahlen stehen, welche durch die Schraube hervorgebracht werden, und daß alle Querschnitte, welche durch die Luftstrahlen gelegt sind, geometrisch ähnliche Kreisbogen bilden, während die Ecken des Halbmondes nach hinten durch Schwanzflächen 3 verlängert sind, so daß die Verwendung einer mittleren Schwanzfläche vermieden wird. Bei C sind die Seitensteuer angebracht.

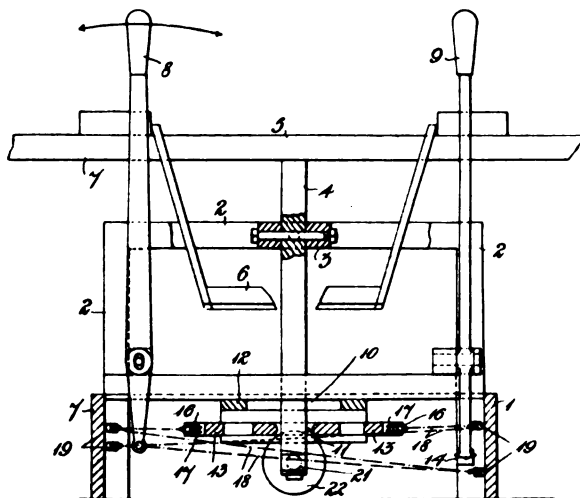
239 942. Vorrichtung zur Erlernung des Fliegens. William Howell Walters in Broad Haven, Wales. — Auf der Plattform 1 ist das Rahmengestell 2 montiert, in dem der

Querbalken 3 drehbar lagert. Auf diesem ist ebenfalls drehbar die Säule 4 mit dem Sitz 5 für den Schüler gelagert. Die Säule 4 bewegt sich demnach in einer Art Universalgelenk. Die Füße des Fahrers ruhen auf der Stütze 6. Der Rahmen 7 des Flugzeugs setzt an den Sitz 5 an. Mittels der Handhebel 8 und 9 am Führersitz werden die Steuerleitungen bewegt.

Das untere Ende der Tragsäule 4 geht frei durch Schlitz 10 und 11 der Schlitten 12 und 13. Die Schlitten bewegen sich in aufeinander senkrechter Richtung, und zwar gleitet der untere Schlitten 13 im Schlitten 12. Das vordere und hintere Ende des Schlittens 12 ist mittels eines Drahtes oder Seiles 14, das frei über Rollen 15 an



Zu Nr. 239942. Fig. 1.



Zu Nr. 239942. Fig. 2.

der Seitenwand des Podestes 1 läuft, mit dem unteren Ende des Handhebels 9 verbunden. An dem Schlitten 13 sind Stangen 16 angebracht, auf welchen Scheiben 17 rollen, welche durch Drähte oder Stricke 18, die über die Rollen 19 geführt sind, mit dem unteren Ende des Handhebels 8 verbunden sind, wobei die Stricke oder Drähte 18 sich in der in Fig. 2 gezeigten Weise überkreuzen.

Die Vorrichtung wird in der Weise benutzt, daß der Schüler den Sitz 5 einnimmt, seine Füße gegen die Querleiste 6 stützt, so daß er mit dem Podest nicht in Berührung kommen kann, und die Hebel 8 und 9 ergreift. Der Lehrer nimmt seine Stellung hinter der Maschine ein und bewegt dieselbe hin und her (zwei Lagen sind strichpunktiert eingezeichnet), indem er das Gestell mittels der Hebel 20 und damit die Säule 4 in ihrem Universalgelenk kippt oder indem er durch Hin- und Herführen der Stange 21, die mit dem unteren Ende der Säule 4 verbunden ist, in ihrem Lager 22 den Apparat in alle möglichen Lagen kippt, wobei der Lernende durch zweckentsprechende Handhabung der Hebel 8 und 9 die Steuerung so zu bewegen sucht, daß er das Gleichgewicht des Apparates wieder herstellt. Kippt der Apparat nach rechts, so lehnt sich der Führer nach links, wobei durch Vermittlung der Leitung 18 der Schlitten 13 bewegt wird und damit die Säule 4 in die richtige Lage zurückgeführt wird. Kippt das Flugzeug nach links, so lehnt sich der Führer nach rechts, zieht den Hebel 8 nach rechts und bewegt den Schlitten 13 in die entgegengesetzte Richtung, wodurch ebenfalls die Säule 4 wieder in die normale Lage zurückgeführt wird. Fällt die Maschine nach vorn über, so lehnt sich der Lernende nach rückwärts und stößt den Hebel

9 nach vorn, wodurch der Schlitten 12 rückwärts bewegt und die Säule 4 wieder in die senkrechte Lage gebracht wird. Fällt die Maschine nach hinten über, so lehnt der Lernende sich nach vorn über und zieht gleichzeitig den Hebel 9 nach hinten, wodurch der Schlitten 12 nach vorn bewegt und das Gleichgewicht der Maschine wieder hergestellt wird.

Gefährliche Neigungen des Flugzeugs werden durch elektrische, hörbare Glockensignale angezeigt, die bei Schließung von Kontakten 25 (Fig. 1 und 2) ertönen. Die Kontakte sind als Zapfen o. dgl. am Gestell und am Rahmen 7 der Maschine angebracht.

240268. Flügelartige Tragfläche für Luftfahrzeuge. Dr. Waldemar Geest in München. — Die Tragflächen 12 sind durch die im Körper 1 befestigten Holme 13, 13a und 13b versteift. An diesen sind die Rippen 14 angebracht. Jede dieser Rippen hat eine bestimmte Form. Diese besondere Gestaltung kommt durch eine Verdrehung zustande, bei der die von vorn nach hinten gewölbten Flächen zunächst von der inneren Seite nach

Fig. 1.

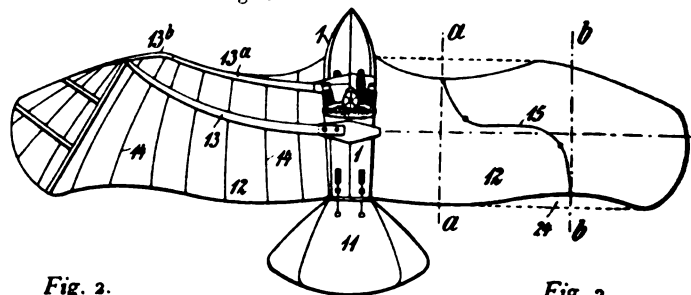
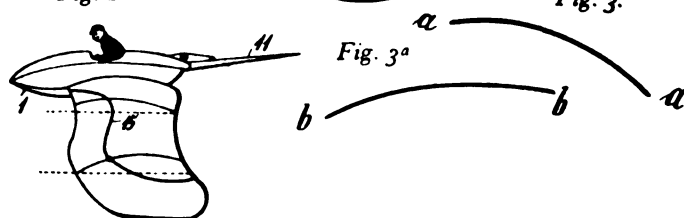


Fig. 2.

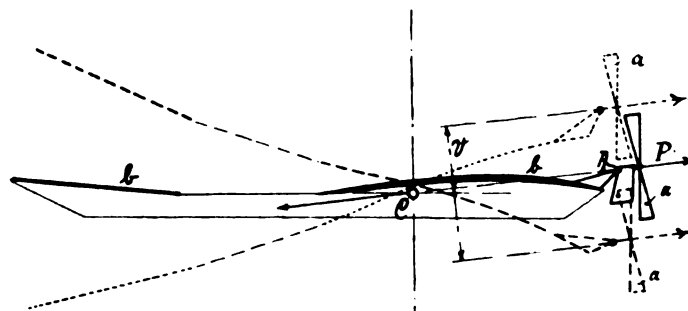


Zu Nr. 240268.

außen gekrümmt und alsdann in der Nähe des Flugkörpers 1 vorn und an den nach außen liegenden Teilen hinten angehoben werden.

Verbindet man alle höchsten Punkte der Tragflächen, so erhält man eine Linie, »Führungslinie« genannt, die in den Fig. 1 und 2 mit 15 bezeichnet ist. Fig. 3 und 3a sind Schnitte durch den Flügel.

240639. Luftfahrzeug mit einer an einer Querachse pendelnd aufgehängten Antriebsvorrichtung. Georg Killat in Friedenau b. Berlin. — Bei dieser Einrichtung tritt in den punktiert angedeuteten Lagen des Fahrzeugs infolge der Parallelverschiebung der Antriebskraft P



Zu Nr. 240639.

um das Stück V ein Moment auf, welches das Fahrzeug mit um so größerer Kraft wieder in die Gleichgewichtslage zu ziehen sucht, je größer der Ausschlag des Fahrzeugs wird, und es verschwindet von selbst, sobald das Fahrzeug seine normale Lage wieder einnimmt. Dabei werden entweder Motor und Antriebsvorrichtung gemeinsam im Punkte A pendelnd aufgehängt, oder es wird besser die Antriebsvorrichtung allein dort angebracht. In letzterem Falle ist der Motor fest einzubauen und die Übertragung des Antriebes vom Motor nach der Antriebsvorrichtung durch geeignete Vorrichtungen zu bewirken, z. B. bei Propellerantrieb a mit sich drehender Welle durch Kardangeln o. dgl.

Zur Erhöhung der Wirkung ist es bei dieser Einrichtung vorteilhaft, den Schwerpunkt C durch eine entsprechende Anordnung der Tragflächen und Gewichte möglichst weit nach hinten zu verlegen.

An einer Querachse ist pendelnd die Antriebsvorrichtung (Motor) aufgehängt.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESSELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

DR. FRITZ HUTH
GEH. REG.-RAT E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
DR.-ING. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

24. Februar 1912.

Heft 4.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Beiträge zur Theorie der Luftschrauben. Von Hermann Kimmel in München. (Mit Tafel III.) S. 53.
Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen. S. 56.

Ausstellungsberichte. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner und Ing. Ansbert Vorreiter. (Fortsetzung.) S. 58.
Patentschau. S. 63.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Beiträge zur Theorie der Luftschrauben.

Von Hermann Kimmel in München. (Mit Tafel III.)

Der Hauptzweck der vorliegenden Abhandlung, die einen Auszug aus der Dissertation des Verfassers darstellt, ist, über die Art des Luftstromes in der Umgebung von Schrauben einige Klarheit zu schaffen, nachdem man sich bis jetzt mit mehr oder minder der Wirklichkeit entsprechenden Annahmen solcher Strömungen begnügen mußte, ohne entscheiden zu können, inwieweit diese theoretisch einwandfrei sind. Es soll gezeigt werden, wie man zu einer dreidimensionalen Potentialströmung gelangen kann, die wenigstens für das Gebiet vor der Schraube der Wirklichkeit näher kommen dürfte als die bisherigen Annahmen. Die Grundlage für die Berechnung und Konstruktion dieser Strömung, welche dann auch über die Geschwindigkeits- und Druckverteilung in der Umgebung der Schraube Aufschluß geben wird, bildet eine Theorie der Luftschrauben, deren wichtigste von Herrn Professor Dr. Finsterwalder aufgestellte Formeln hier vorausgeschickt werden sollen. Zum Schluß möge dann noch dargetan werden, wie die gefundenen Resultate zur Konstruktion von Luftschrauben praktisch verwendet werden können.

Die in den folgenden Zeilen auseinandergesetzte Theorie unterscheidet sich wesentlich von der vor einiger Zeit in dieser Zeitschrift von Herrn Professor Dr. Reißner veröffentlichten¹⁾. Legt dieser seinen Ausführungen die von Froude für ebene, von anderen Autoren nach diesem auch für gewölbte Flächen abgeleiteten Bewegungsgesetze geradlinig bewegter dünner Platten zugrunde und betrachtet zunächst nur die Wirkung eines Elements des Flügels, so ist die hier dargelegte Theorie auf den von Rankine aufgestellten Gesetzen aufgebaut und betrachtet die Luftströmung durch und um den aus unendlich vielen Flügeln bestehend gedachten

Propeller als ein einheitliches Ganzes. Sie vermag zwar in ihrer jetzigen Gestalt noch keine Herleitung der günstigsten Flügelformen zu geben, jedoch liefert sie — im Gegensatz zur Reißnerschen Theorie, die die gegenseitige Beeinflussung der einzelnen Stromfäden unberücksichtigt läßt — eine zahlenmäßig berechenbare Strömungsform, die die Wirkung der gegenseitigen Beeinflussung der Stromfäden deutlich erkennen läßt und so auch Schlüsse zu machen gestattet, in welcher Richtung die Abweichungen des wirklichen Verhaltens von dem aus den Elemententheorien gefolgerten liegen werden. Für einige Berichtigungen und Aufklärungen, die sich vor allem auf den Schluß des § 1 sowie auf § 5 beziehen, ist der Verfasser Herrn Prof. Dr. Prandtl zu Dank verpflichtet.

§ 1. Theorie der Luftschrauben.

Es wird gut sein, vor der Konstruktion der einzelnen Strömungsbilder die Hauptformeln einer allgemeinen Theorie der Luftschrauben zu entwickeln, und zwar soll dies gleich für den allgemeineren Fall der Triebsschrauben oder Propeller geschehen, die sich von den Hubschrauben dadurch unterscheiden, daß sie sich noch mit einer bestimmten Geschwindigkeit vorwärts bewegen. Im einfachsten hier allein behandelten Fall wird dies in Richtung ihrer Achse geschehen¹⁾.

Die Überlegungen werden wesentlich erleichtert, wenn man die Bewegung der Luft relativ zur Schraube studiert, sich also auch die Triebsschraube ruhend denkt. Während dann bei einer Hubschraube die Luft von allen Seiten auf den von den äußersten Punkten der Schraube beschriebenen Schraubenkreis zuströmt, wird bei einer Triebsschraube nur ein bestimmter Teil des umgebenden Luftquantums durch den Schraubenkreis hindurch-, der übrige Teil dagegen außen entlang strömen,

¹⁾ Die in diesem Paragraphen enthaltenen Formeln wurden von Herrn Prof. Dr. Finsterwalder in einem im S.-S. 1910 abgehaltenen Kolleg über „Theorie und Konstruktion der Luftschrauben“ abgeleitet.

¹⁾ »Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben«, d. Ztschr. 1910, Heft 20, 24, 1911, Heft 2, 5, 6.

ohne von der Schraube erfaßt zu werden. Der diese passierende Luftstrom erfährt dabei in radialer Richtung eine Kontraktion und weist außerdem hinter der Schraube noch eine Verdrehung auf, so daß die vor der Schraube ebenen Stromlinien hinter derselben ungefähr nach Form von Schraubenlinien gekrümmte Kurven geworden sind.

Es soll zunächst unsere Aufgabe sein, außer der Größe der Kontraktion des Luftstroms Rückstoß und Energieaufwand für eine Triebsschraube zu berechnen.

Ist der Radius des Schraubenkreises $= a$, seine Fläche also $F = \pi a^2$, dagegen der Radius bzw. Querschnitt des den Schraubenkreis passierenden, an seinen Enden zylindrischen Luftstromes in genügender Entfernung vor der Schraube r_1 und $F_1 = \pi r_1^2$, hinter der Schraube r_2 und $F_2 = \pi r_2^2$ ($r_1 > a > r_2$), so läßt sich, wenn die Luft den Querschnitt F_1 mit der senkrecht zu F_1 gerichteten und konstanten Marschgeschwindigkeit V , ebenso F_2 mit der konstanten Geschwindigkeit $V + v$, dagegen den Schraubenkreis F mit einer Geschwindigkeit durchströmt, deren hierzu senkrechte, der Achse parallele Komponente V' konstant angenommen wird, der auf den Schraubenkreis ausgeübte Rückstoß einmal als Differenz der Drücke unmittelbar hinter und vor der Schraube berechnen:

Setzt man die konstante Dichte der inkompressibel gedachten Luft $= \rho = \frac{\gamma}{g}$ (γ = spez. Gewicht der Luft in kg/cbm, g = Erdbeschleunigung in m/sec.), so ergibt sich die Druckdifferenz auf die gesamte Fläche F des Schraubenkreises mit Hilfe der Formeln $p_1 + \frac{\rho}{2} V_1^2 = p_2 + \frac{\rho}{2} V_2^2 = \text{Konst. zu:}$

$$R = F \cdot (p_1 - p_2) = F \cdot \frac{\rho}{2} (V_2^2 - V_1^2) = \frac{1}{2} \frac{\gamma}{g} \cdot F [(V + v)^2 - V^2]$$

oder

$$1) \quad R = \frac{\gamma}{g} \cdot \pi a^2 \left(V + \frac{v}{2} \right) \cdot v.$$

Andererseits kann dieser Rückstoß R aber auch als Differenz der Bewegungsgrößen hinter und vor der Schraube in großer Entfernung von derselben gemessen werden. Man erhält, da unter Annahme einer inkompressiblen Strömung die pro Sekunde durch die Schraube getriebene Luftmenge

$$2) \quad m = \frac{\gamma}{g} \cdot F_1 \cdot V = \frac{\gamma}{g} F \cdot V' = \frac{\gamma}{g} F_2 (V + v)$$

ist, den Rückstoß zu

$$R = m \cdot (V + v) - m \cdot V = m \cdot v,$$

oder

$$3) \quad R = \frac{\gamma}{g} F \cdot V' \cdot v.$$

Die Gleichsetzung von 1) und 3) ergibt für die unbekannte Geschwindigkeit V' den Wert

$$4) \quad V' = V + \frac{v}{2}$$

und damit aus 2)

$$5) \quad F_1 = \pi a^2 \cdot \frac{V + \frac{v}{2}}{V}; \quad F_2 = \pi a^2 \cdot \frac{V + \frac{v}{2}}{V + v}.$$

Damit ist die radiale Kontraktion des Luftstromes bekannt. Speziell für Hubschrauben ($V = 0$) ergibt sich, daß die in genügender Entfernung vor der Schraube in Ruhe befindliche Luft durch den Schraubenkreis mit einer Geschwindigkeit gesaugt wird, deren axiale Komponente konstant und gleich $\frac{v}{2}$ ist. Diese Geschwindigkeit nimmt hinter der Schraube im Abstrom noch zu und wächst bis auf den doppelten Betrag v , während sich der Querschnitt des Abstroms gleichzeitig vom Schraubenkreis ab auf das $\frac{1}{2}$ fache verringert.

Die mindestens aufzuwendende Energie A setzt sich, wenn man von kleinen durch Reibung und andere Ursachen entstandenen Energieverlusten absieht, aus zwei Teilen zusammen. Der eine, A_1 , kann als Differenz der kinetischen

Energie des Luftstromes beim Passieren der äußersten Querschnitte F_1 und F_2 berechnet werden. Es ergibt sich:

$$A_1 = \frac{1}{2} \cdot m \cdot (V + v)^2 - \frac{1}{2} m \cdot V^2$$

oder

$$6) \quad A_1 = R \left(V + \frac{v}{2} \right).$$

Hierin ist der Teil $R \cdot V$ allein zur Fortbewegung des Fahrzeuges nutzbar zu machende Energie; der Rest $R \cdot \frac{v}{2}$ muß als verlorene Energie angesehen werden. Zu dieser kommt noch ein weiterer Energieverlust A_2 infolge einer im Luftstrom hinter der Schraube erfahrungsgemäß auftretenden Quergeschwindigkeit. Die Richtung derselben ist die der Rotationsgeschwindigkeit der Schraube, die Größe läßt sich auf Grund besonderer Betrachtungen über die Wirkung der Schraubenblätter berechnen, sobald Druckdifferenz, Durchflußgeschwindigkeit und Umdrehungszahl gegeben sind. Praktisch beträgt A_2 fast stets nur wenige Prozente der Gesamtenergie A und kann deshalb in erster Annäherung vernachlässigt werden.

§ 2. Strömungsbild für eine Hubschraube.

Die vorstehenden, zunächst auf eine Hubschraube ($V = 0$) angewandten Formeln wurden unter Annahme einer stationären Potentialströmung der inkompressibel gedachten Luftmasse aufgestellt, wobei wenigstens im Zustrom in bezug auf die Schraubenachse Rotationssymmetrie vorhanden ist. Es handelt sich nun darum, eine solche Strömung zu berechnen, die die Luft von allen Seiten auf den Schraubenkreis zuführt, durch diesen mit einer Geschwindigkeit, deren axiale Komponente konstant und gleich $\frac{v}{2}$ ist, hindurchtreibt und in einem annähernd zylindrischen, sich in radialer Richtung noch verengenden Strahl nach rückwärts führt, wobei die hinter der Schraube noch wachsende, schließlich der Achse parallel gewordene Geschwindigkeit vor der Auflösung des Reaktionsstrahles in Wirbel auf den Betrag v gestiegen ist. Eine solche Strömung kann berechnet werden, und zwar zeigt sich, daß sie sich aus zwei einfacheren übereinandergelagerten Strömungen zusammensetzen läßt. Die eine hiervon kann als von einer gleichmäßig mit Sinkstellen belegten, mit dem Schraubenkreis zusammenfallenden Kreisscheibe herrührend gedacht werden, wobei die Ergiebigkeit pro Flächeneinheit $\frac{v}{8\pi}$ beträgt. Für einen Punkt auf der Achse im Abstand z von der Kreistfläche (Radius a) ist das zugehörige Potential

$$V_1 = \frac{v}{4} \left[\sqrt{a^2 + z^2} - z \right].$$

V_1 verursacht für sich eine Strömung, die in die Ober- und Unterseite des Schraubenkreises symmetrisch zur Fläche desselben mit konstanter axialer Geschwindigkeitskomponente $-\frac{v}{4}$ hineinströmt (Fig. 1).

Die darüber gelagerte Strömung vom Potential V_2 , dessen Wert für denselben Punkt der Achse $V_2 = \frac{v}{2\pi} \left[a - z \cdot \text{arc cotg } \frac{z}{a} \right]$ ist, bedingt für sich ebenfalls eine zum Schraubenkreis symmetrische Strömung, die mit gleichfalls konstanter axialer Geschwindigkeitskomponente $+\frac{v}{4}$ aus der Unterseite der Kreisfläche heraustritt und mit derselben Geschwindigkeit $-\frac{v}{4}$ in die Oberseite hineingesaugt wird (Fig. 2).

Beide Strömungen übereinandergelagert geben die gesuchte Strömung, zunächst allerdings nur für das Gebiet vor der Schraube, den Zustrom. Doch läßt sich die gefundene Potentialfunktion ($V_1 + V_2$ für die obere, $V_1 - V_2$ für die untere Hälfte des Zustroms) analytisch fortsetzen und liefert damit auch das Potential für den Abstrom hinter der Schraube; es wird $V_1 + V_2 + r \cdot z$. Dabei werden sich in dem kleinen vom Abstrom erfüllten, ungefähr zylindrischen Raumteil Zu-

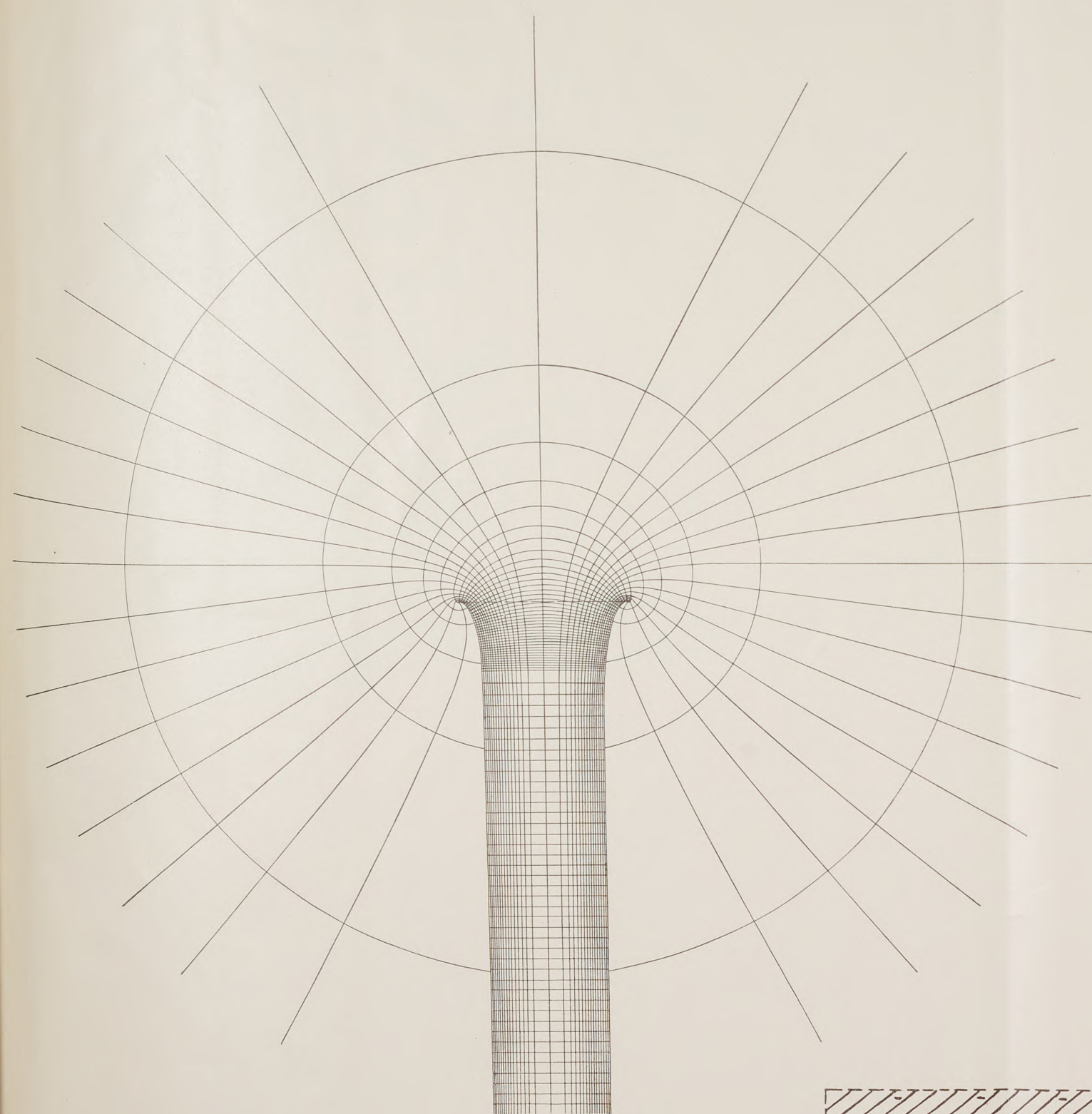


Fig. 3.

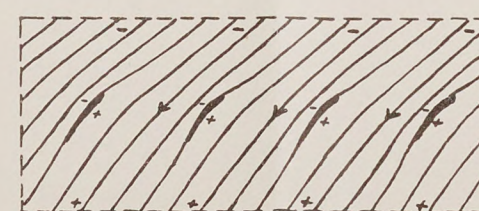


Fig. 9.

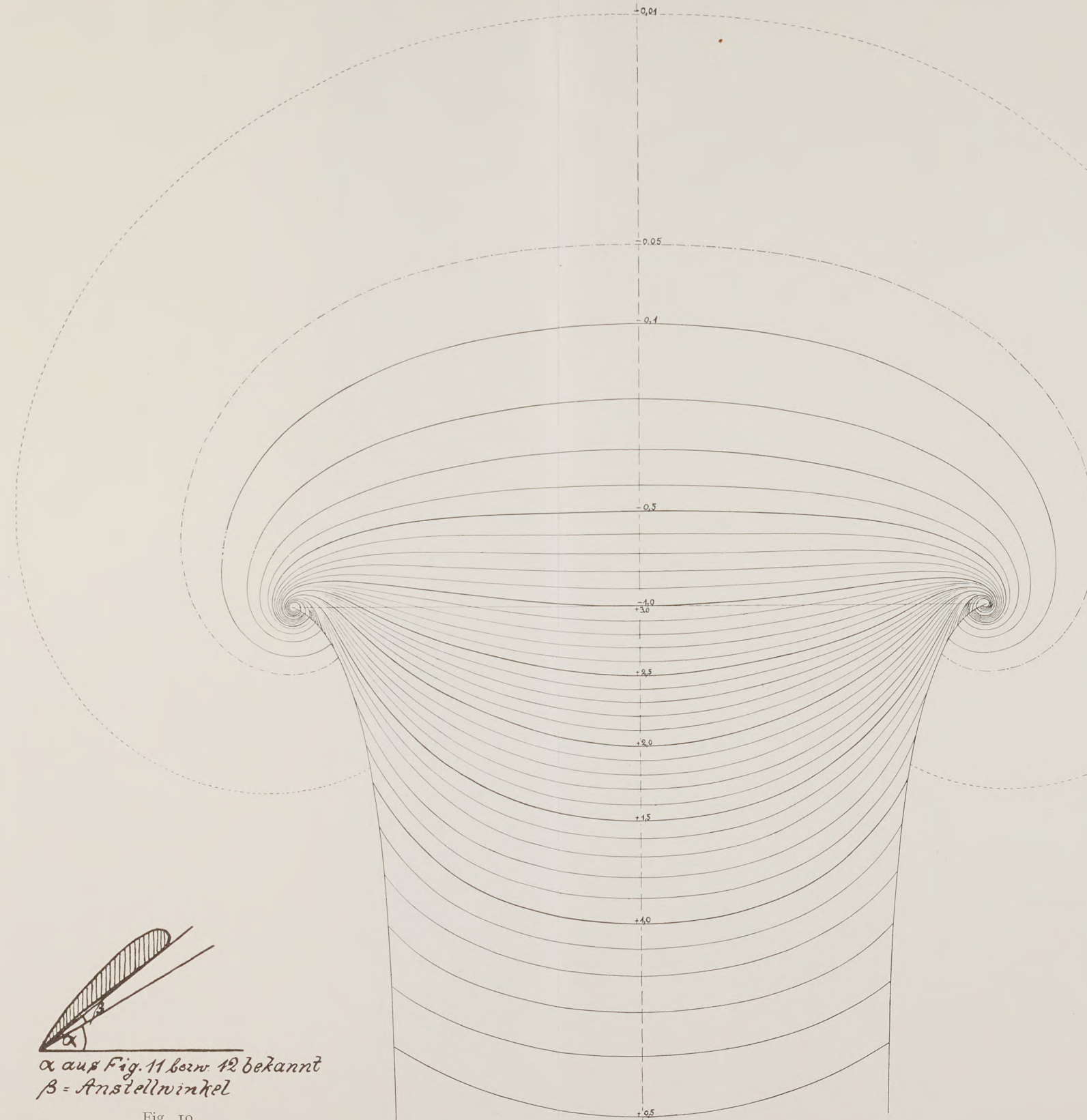
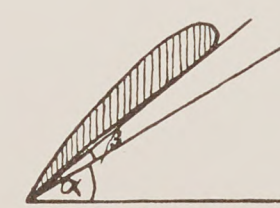


Fig. 4.



α aus Fig. 11 bzw. 12 bekannt
 β = Anstellwinkel

Fig. 10.

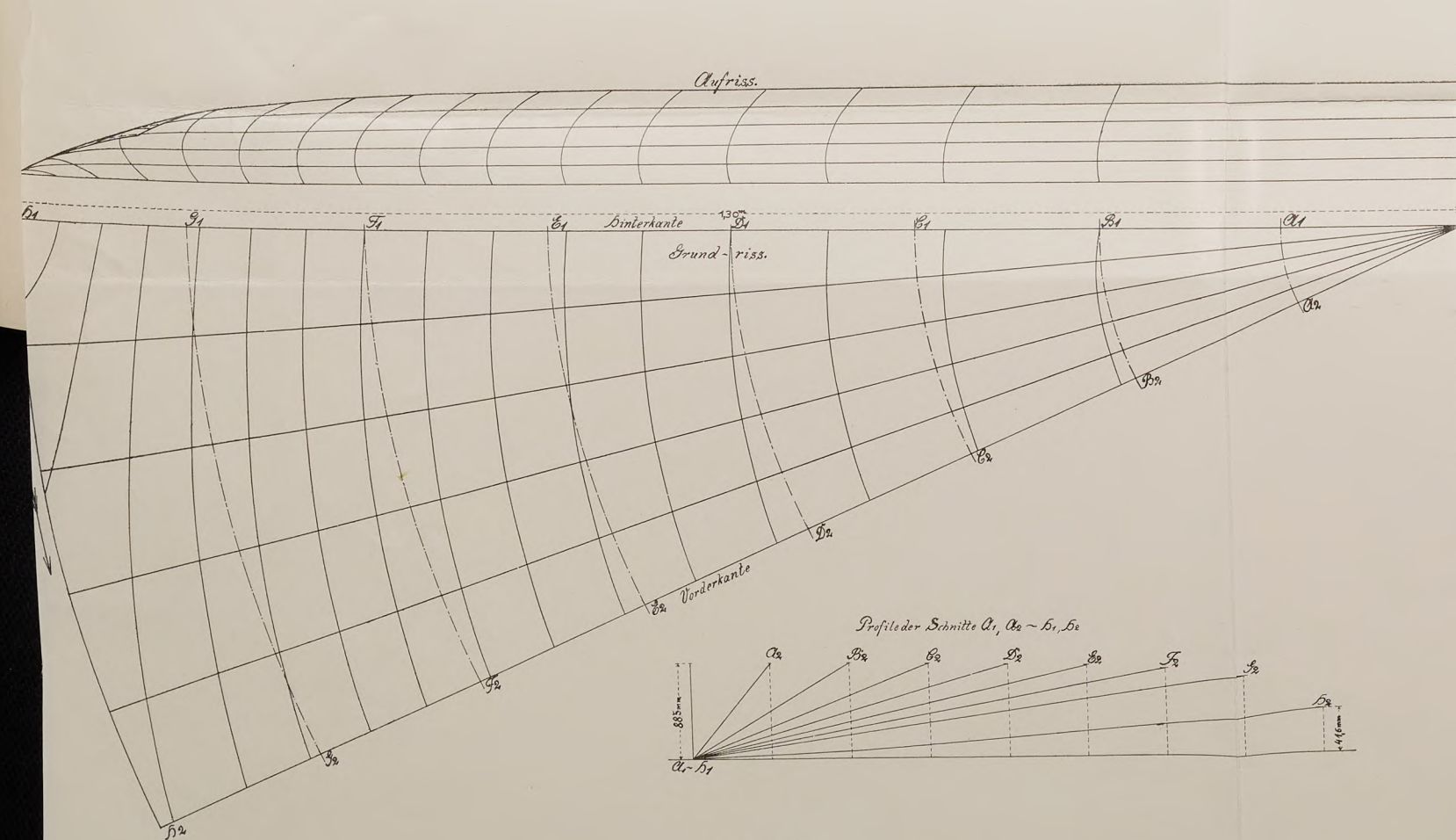


Fig. 11.

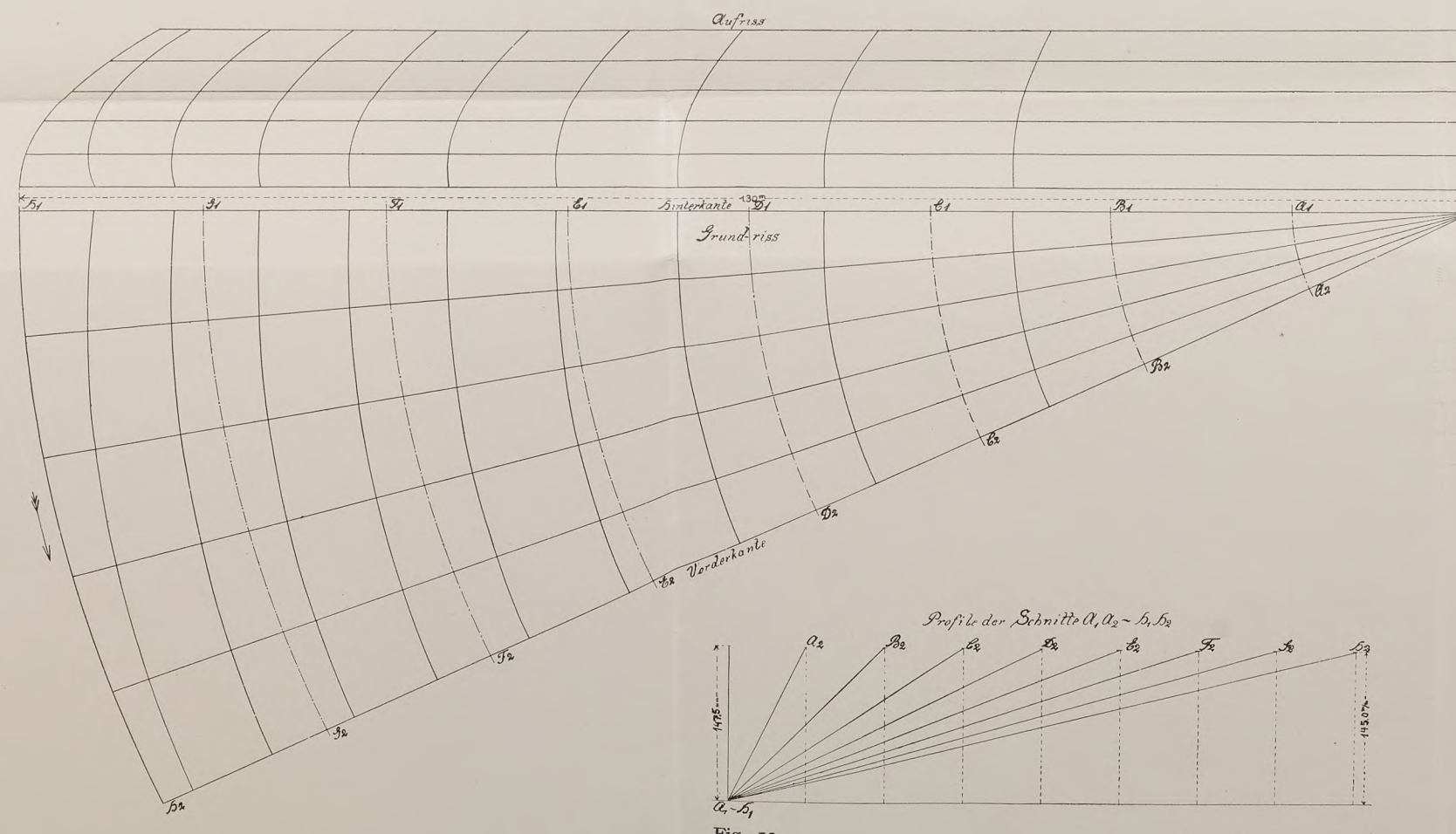


Fig. 12.

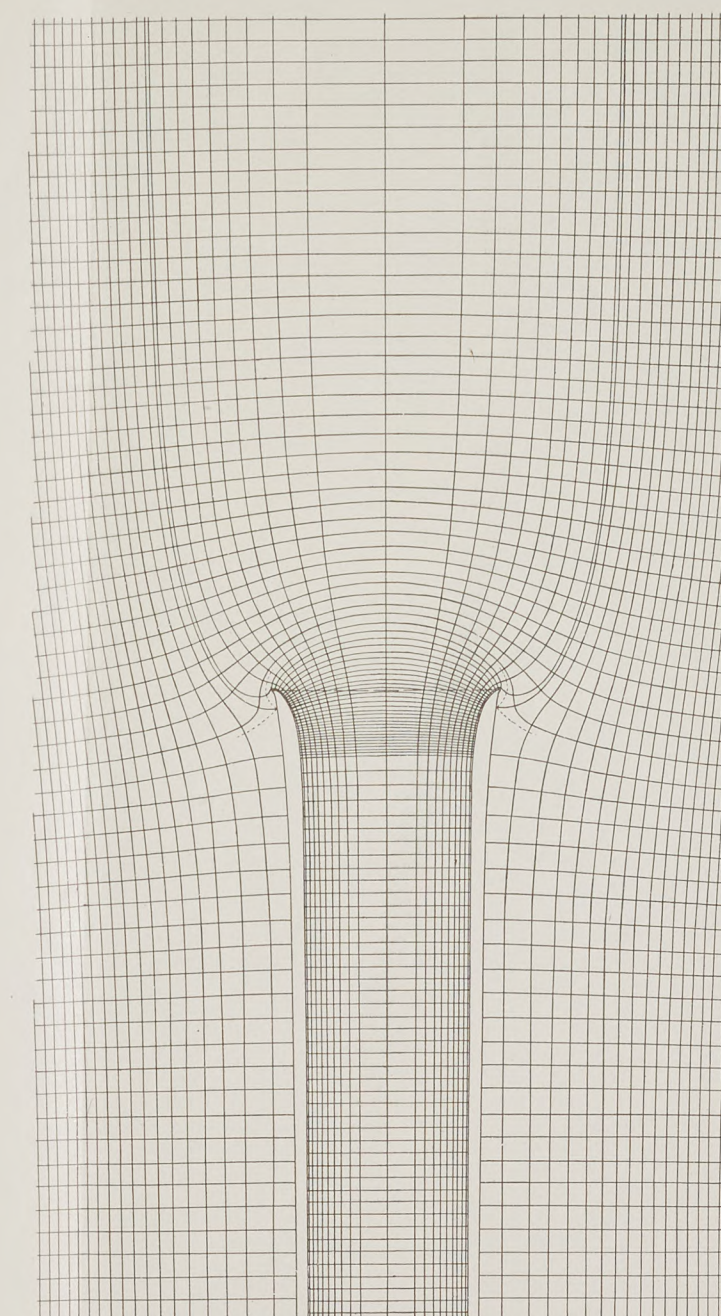


Fig. 5.

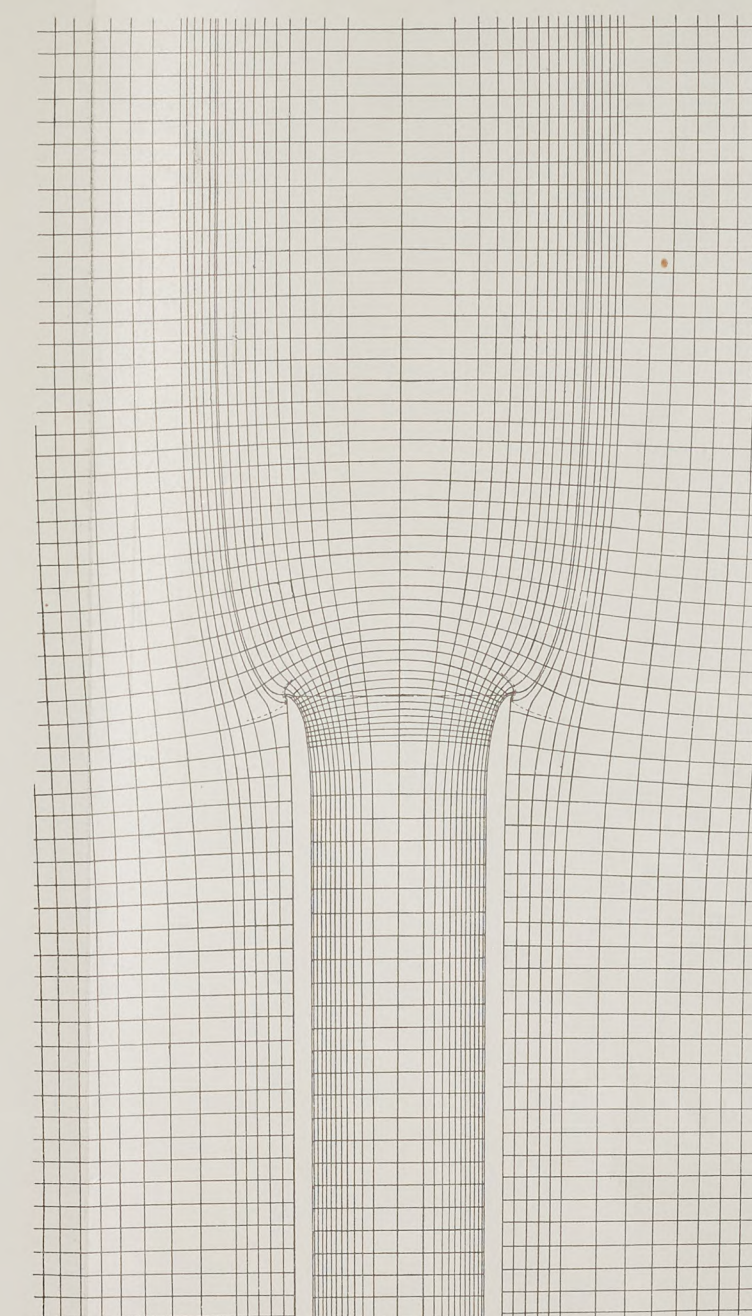


Fig. 6.

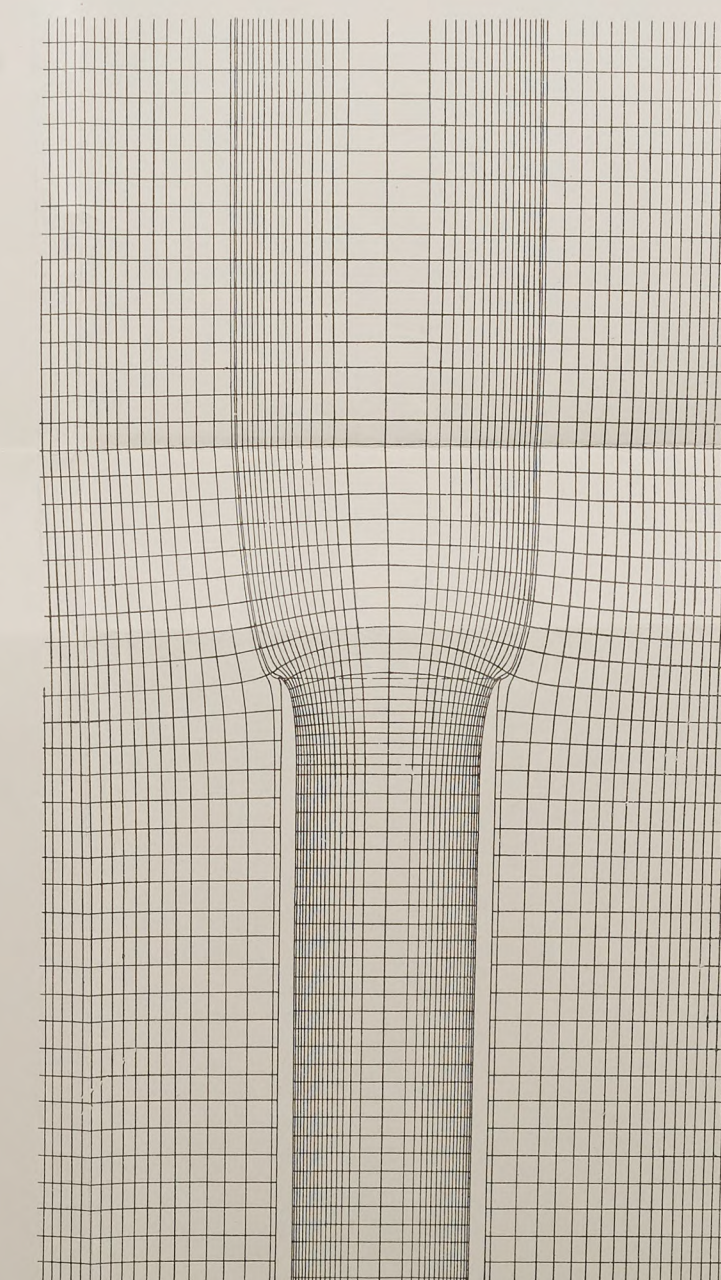


Fig. 7.

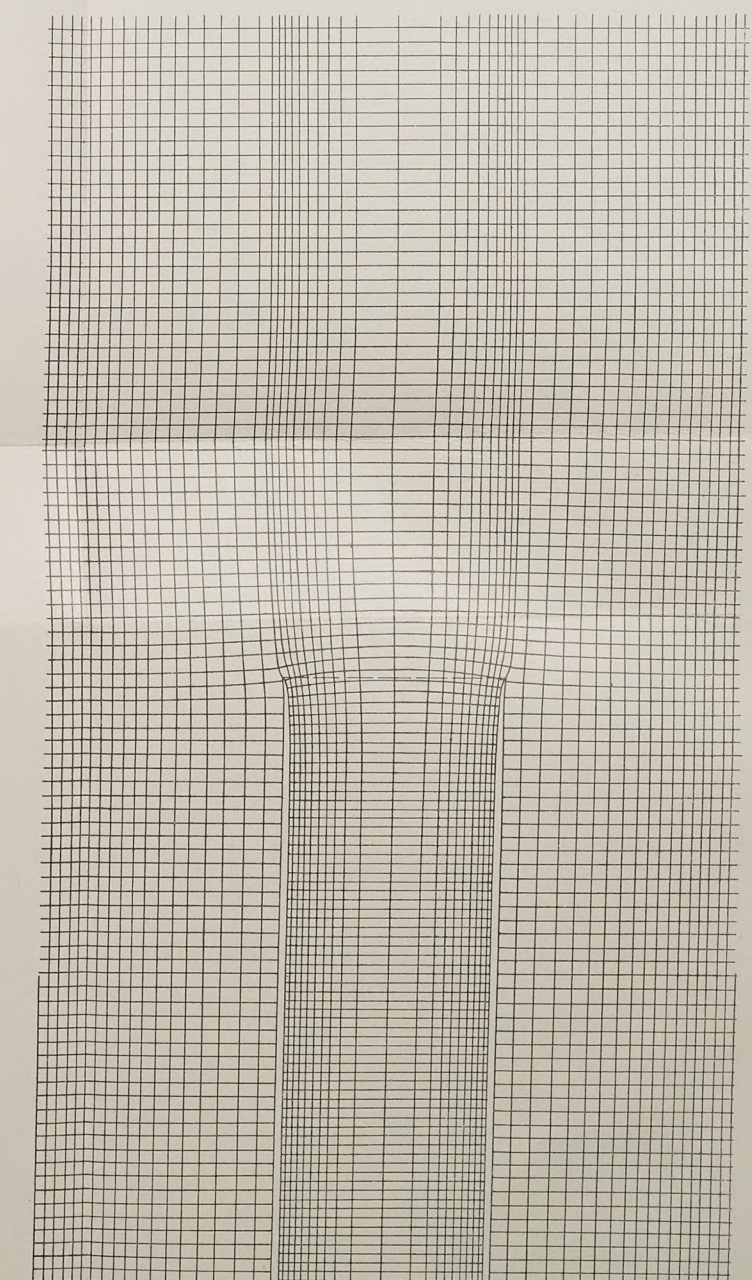


Fig. 8.

ohne von de
Luftstrom e
und weist au
auf, so daß c
selben unge
Kurven gew

Es soll
Kontraktior
für eine Tri

Ist der
also $F = \pi$
Schraubenk
Luftstromes
und $F_1 = \pi$
 $> r_2$), so lä
senkrecht zu
digkeit V , el
dagegen de
durchströmt
Komponent
Schraubenk
Drücke unn

Setzt r

dachten Lu

$g = \text{Erdbes}$
differenz au

Hilfe der I

$$R = F \cdot (p_1 -$$

oder

1)

Anders
ferenz der
großer Entf
da unter A
Sekunde di

2) "

ist, den Rü

oder

3)

Die Gl
Geschwindi

4)

und damit

5) F_1

Damit
Speziell für
nügender I
Luft durch
saugt wird

v ist. Die
2

Abstrom n
während
Schraul

Die
wenn r
entstar
samme

zuzuwendende Energie
durch Reibung und andere Ursachen
verlusten absieht, aus zwei Teilen zu-
samm, kann als Differenz der kinetischen

damit auch das Potential für den Abstrom hinter der Schraube;
es wird $V_1 + V_2 + v \cdot z$. Dabei werden sich in dem kleinen
vom Abstrom erfüllten, ungefähr zylindrischen Raumteil Zu-

und Abstrom überdecken, da theoretisch der ganze Raum von der auf die Schraube zuströmenden Luftmasse erfüllt ist, was natürlich in Wirklichkeit nicht zutrifft. Doch ist in dem doppelt überdeckten Raumteil die zum Zustrom gehörige Strömung so gering — sie beträgt nur etwa 3 bis 4% der Gesamtströmung —, daß sie ruhig vernachlässigt werden darf.

Die Stromlinien des so konstruierten Strömungsbildes (Fig. 3 Taf. III) besitzen geradlinige Asymptoten, die im Zustrom alle nach einem in der Entfernung $\frac{1}{3}a$ über dem Schraubenkreis

gelegenen Punkt der Achse konvergieren, während sie im Abstrom der Achse parallel sind. Die Anordnung der Stromlinien geschah in Fig. 3 Taf. III wie in allen übrigen Strömungsbildern so, daß durch jeden Querschnitt zwischen zwei benachbarten Stromröhren des durch Rotation um ihre Symmetrielinie entstehenden räumlichen Strömungsbildes in der Zeiteinheit die gleiche Luftmenge hindurchfließt. Von den Potentialflächen dagegen wurden im Schnitt immer diejenigen gezeichnet, deren zugehörige für Punkte außerhalb der Achse durch Entwicklung der für die Punkte der Achse direkt gefundenen Potentialfunktion nach zonalen Kugelfunktionen berechneten Potentialwerte nach einer arithmetischen Reihe wachsen.

§ 3. Druckverteilung in der Strömung.

Die gefundene Strömung läßt nun auch die Bestimmung der aerodynamischen Drucke p in der Umgebung der Schraube zu. Unter der gemachten Annahme eines stationären inkompressiblen Luftstromes ergeben sie sich aus der Gleichung

$$p + \frac{1}{2} \rho v^2 = \text{konst.}$$

Ist p_0 der Druck des ungestörten Mediums, so wird für den Zustrom

$$p_1 = p_0 - \frac{\rho}{2} \cdot v_1^2,$$

dagegen für den Abstrom, in welchem die Luft mit der Endgeschwindigkeit v dem Normaldruck p_0 entgegengetrieben wird:

$$p_2 = p_0 + \frac{\rho}{2} (v^2 - v_2^2).$$

v_1 bzw. v_2 sind dabei die aus der Strömung bestimmbaren Absolutgeschwindigkeiten an der betrachteten Stelle. Zeichnet man die Kurven konstanter Drucke, so gehen diese durch den Schraubenkreis stetig hindurch, doch findet beim Durchschreiten desselben ein über die ganze Kreisfläche konstanter Drucksprung um $\frac{\rho}{2} v^2$ statt, welcher Betrag zu dem vor der Schraube herrschenden Unterdruck der bewegten Luftmasse beim Passieren der Schraube hinzukommt.

Die Fig. 4 Taf. III zeigt die Verteilung der Drucke. Die Peripherie des Schraubenkreises ist eine singuläre Linie, insofern der Unterdruck infolge der dort unendlich großen Geschwindigkeit ebenfalls unendlich groß geworden ist. Man kann aus der

Figur auch ersehen, daß die rein theoretisch ohne Rücksicht auf allenfalls noch zu erfüllende dynamische Bedingungen durch analytische Fortsetzung der Potentialfunktion des Vorstromes gewonnene Form des Abstromes nicht ganz richtig ist; denn das Verlangen, daß der Abstrom stationär, die Form seiner Begrenzung also dauernd dieselbe bleiben soll, erfordert in jedem Punkt seiner Begrenzung innen und außen denselben Druck. Diese Forderung wird aber in unserem Falle nicht erfüllt; die berechneten Drucke bleiben am Rand auf der Innenseite fast durchweg größer als auf der Außenseite. Es müßte, um diesen Fehler zu beseitigen, die Einschnürung des Abstromes noch stärker sein als sie sich in Fig. 3 Taf. III ergeben

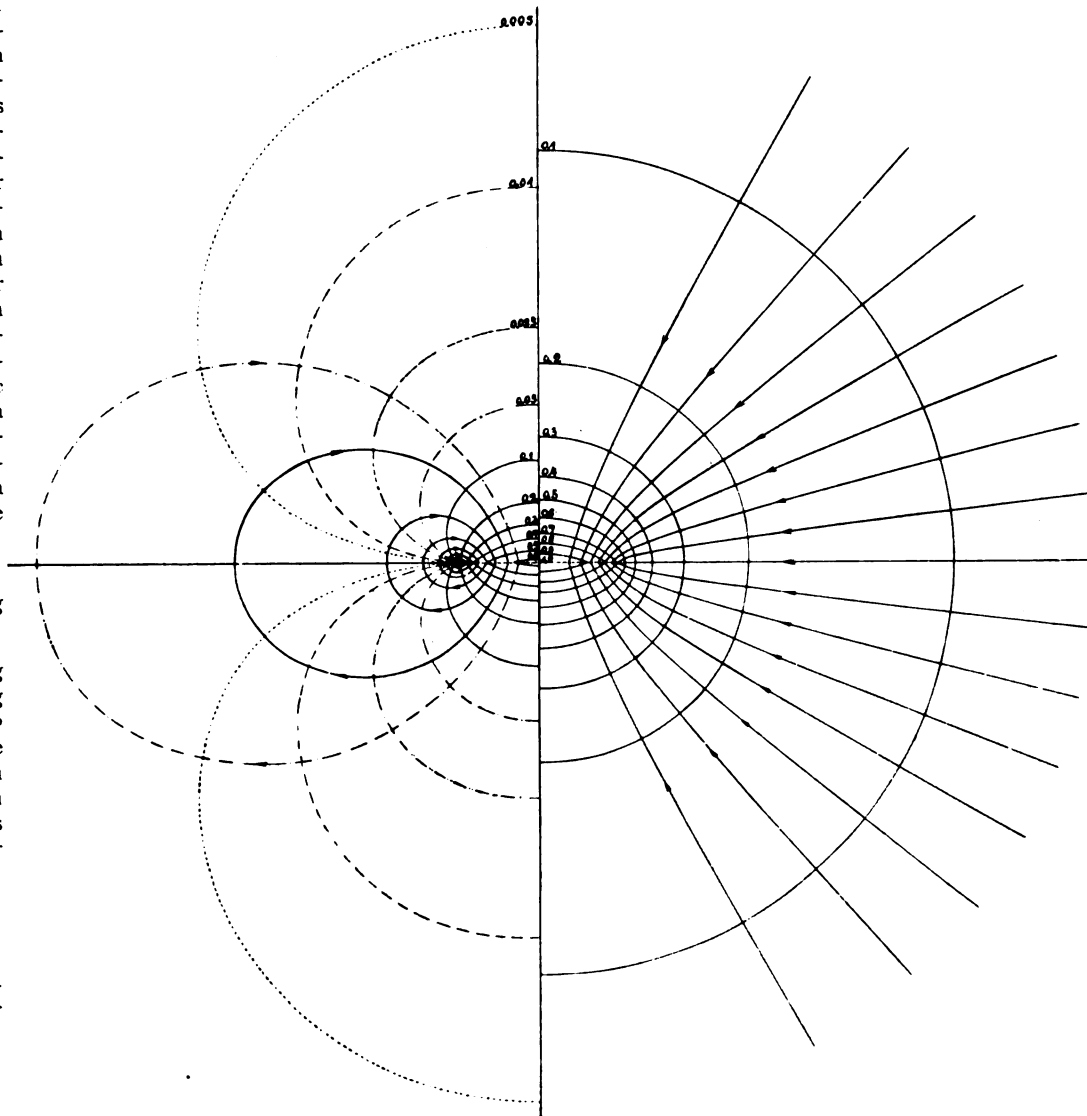


Fig. 1.

Fig. 2.

hat. Aber trotz dieses Mangels gibt die Fig. 4 Taf. III zum mindesten von der Druckverteilung im Zustrom ein gutes und brauchbares Bild.

§ 4. Strömungsbilder für Triebsschrauben.

Anschließend an die Konstruktion des Strömungsbildes für die Hubschraube soll nun auch für eine Triebsschraube, die sich mit konstanter Geschwindigkeit V in Richtung ihrer Achse vorwärts bewegt, die Luftströmung relativ zur Schraube gezeichnet werden. Man bekommt das Strömungsbild, indem man diejenige Strömung konstruiert, welche sich durch Zusammenwirken der für die Hubschraube gefundenen und einer darübergelagerten, zur Achse parallelen Strömung vom Potential $C + V \cdot z$ (C ist eine beliebige Konstante) ergibt. Im vorliegenden Fall ist dies für die vier verschiedenen Werte von

$$V = \frac{v}{8}, \frac{v}{4}, \frac{v}{2} \text{ und } 2v$$

entsprechend einem prozentualen slip von

$$s = \frac{v}{V + \frac{v}{2}} = 80, 66\frac{2}{3}, 50 \text{ und } 20\%,$$

durchgeführt worden.

Die erhaltenen Strömungsbilder (Fig. 5—8 Taf. III) enthalten alle in der Nähe des Schraubenkreises, in welchem die Geschwindigkeit unendlich groß wird, einen weiteren singulären Kreis, längs dessen sich eine Potentialfläche unter rechtem Winkel selbst durchdringt und in welchem die Geschwindigkeit Null geworden ist. Die durch diesen Kreis gehende Stromröhre bildet die Grenze zwischen dem Teil des Luftstromes, welcher durch den Schraubenkreis hindurchgeht, und demjenigen, der außen vorbeifließt. Zwischen beiden Teilen bleibt ein kleines Gebiet, das auch die Peripherie des Schraubenkreises enthält und um so schmaler wird, je näher mit wachsender Fahrzeugschwindigkeit V der Kreis von der Geschwindigkeit Null an den Schraubenkreis heranrückt, frei von Strömung und kann als Zone zur Ausgleichung der Drucke an den Rändern der beiden Stromteile angesehen werden.

§ 5. Verwertung der ermittelten Strömungen bei der Konstruktion von Luftschrauben.

Im folgenden soll nun noch gezeigt werden, wie die gefundenen Strömungen bei der Konstruktion von Luftschrauben verwertet werden können. Da die abgeleitete Theorie eine unendlich viel Flügelige Schraube voraussetzt, wird man auf diesem Weg um so brauchbarere Flügelformen erhalten, je mehr Flügel die Schraube hat.

Betrachtet man den Schnitt eines zur Schraube coaxialen Zylinders mit dieser und wickelt diesen Zylinder in die Ebene ab, so ergibt sich für die Strömung relativ zu den ruhend gedachten Flügeln der Schraube ungefähr das folgende Bild (Fig. 9 Taf. III).

Gegen die Mitte zwischen zwei benachbarten Flügeln zu wird sich eine von der speziellen Profilform der Flügel ziemlich unbeeinflusste Strömung einstellen, wobei die mittlere Richtung der hier verlaufenden Stromlinien im allgemeinen mit der Richtung der Sehne des Flügelprofils übereinstimmen wird. Konstruiert man nun unter Benutzung der aus den vorigen Strömungsbildern bekannten Größe und Richtung der Ansaugungsgeschwindigkeiten und unter Annahme einer bestimmten Umdrehungszahl die relativen Bahnen der Luftteilchen gegenüber der ruhend gedachten Schraube, so kennt man damit die relative Zuströmungsrichtung der Luft gegen die umlaufende viel Flügelige Schraube. Da die Hinterkante der meisten Flügel geradlinig ist, wird man zweckmäßig jene räumlichen Strömungslinien (im Grund- und Aufriß) zeichnen, welche den von der Flügelhinterkante beschriebenen Schraubenkreis längs eines Radius durchsetzen. Die von all diesen Stromlinien gebildete »Zuströmungsfläche« ist dann insofern für die Form der Flügel mitbestimmend, als die Profile der konstruierten Fläche die Zuströmungsrichtungen der Luftteilchen gegen die entsprechenden Flügelprofile ergeben. Nimmt man dann als Neigungswinkel der Sehne des Flügelprofils das Mittel zwischen dem Ein- und Austrittswinkel der Luftteilchen, so ist die Profilschne des Flügels mit dem anderweitig ermittelten Anstellwinkel gegen die konstruierte Zuströmungsrichtung zu stellen. (Vgl. Fig. 10 Taf. III.)

Die Form der Flügelprofile sowie die Gestalt des Umrisses der Flügel bleibt hierbei unbestimmt. Im allgemeinen wird man sich bei ihrer Wahl an die in der Praxis erprobten Formen halten. Auch können die von Herrn Dr. Bendemann in dieser Zeitschrift (1911, Heft 11 u. ff.) veröffentlichten Versuchsergebnisse wertvolle Winke für die Dimensionierung der Profile geben.

Eine Konstruktion von Flügeln viel Flügeliger Schrauben in der beschriebenen Weise ist keineswegs einwandfrei; sie gibt aber doch die Möglichkeit und hat die Wahrscheinlichkeit für sich, gut arbeitende Schrauben zu erhalten.

In Fig. 11 und 12 Taf. III sind die »Zuströmungsflächen« im Grund- und Aufriß sowohl für eine Hubschraube unter Zugrundelegung der Fig. 3 Taf. III als auch für eine Trieb- schraube mit Hilfe der Fig. 8 Taf. III (slip = 20%) kon-

struiert, wobei in Fig. 11 Taf. III die Umdrehungszahl der zugehörigen Hubschraube zu 400, in Fig. 12 Taf. III für die Triebschraube zu 720 pro Minute angenommen wurde.

In Fig. 11 Taf. III zeigen die acht in gleichen Abständen voneinander konstruierten Profile, daß die Steigung der einer Schraubenfläche ähnlichen Fläche von der Achse nach außen hin immer mehr abnimmt und am äußeren Rande nur noch das 0,47 fache vom Wert in der Achse beträgt. Entsprechend würde auch eine mit Hilfe dieser »Zuströmungsfläche« konstruierte Hubschraube radial nach außen abnehmende Steigung aufweisen.

Es ist bemerkenswert, daß bei den in Heft 11 (1911) dieser Zeitschrift veröffentlichten, von Herrn Dr. Bendemann in Lindenberg angestellten Versuchen Hubschrauben von ebenfalls nach außen stark abnehmender Steigung die besten Resultate erzielten.

Die »Zuströmungsfläche« für eine Triebschraube (Fig. 12 Taf. III) unterscheidet sich kaum mehr von der gewöhnlichen flachgängigen Schraubenfläche.

Der letzte Paragraph soll einen wenn auch unvollkommenen Weg zeigen, wie die Ergebnisse der vorangehenden theoretischen Untersuchungen für die Praxis nutzbar gemacht werden können. Der Wert der vorliegenden Abhandlung dürfte jedoch mehr darin liegen, die Strömungsverhältnisse in der Umgebung von Luftschrauben geklärt zu haben. Zwar ist dies noch nicht vollständig gelungen; insbesondere ist die gefundene Form des Abstroms und damit die Geschwindigkeits- und Druckverteilung hinter der Schraube noch unvollkommen. Es stellen sich eben einer rechnerischen Lösung des Problems, die Luftströmung hinter der Schraube zu erforschen, viel größere Schwierigkeiten in den Weg als bei der entsprechenden Aufgabe für den Zustrom. Diese jedoch dürfte durch die vorstehenden Ausführungen theoretisch ziemlich einwandfrei gelöst sein.

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen.

IV.

Elektrische Aufladung isolierter Benzinmotoren.

Von Max Dieckmann und Kurt Fischer.

Gelegentlich mehrerer Meßfahrten, die den Zweck hatten, das elektrische Potentialgefälle in der Nachbarschaft eines Zeppelinluftschiffes zu beobachten¹⁾, wurden Ergebnisse gewonnen, die die Vermutung nahe legten, es könne eine elektrische Eigenladung des Luftschiffes während der Fahrt durch den Betrieb der Motoren auftreten.

Da seit der Entdeckung der Dampfelektrifizierungsmaschine durch Armstrong die Tatsache bekannt ist, daß beim Ausströmen von Wasserdampf aus geeigneten Düsen eines isolierten Dampfkessels sich der Dampfstrahl und der Kessel entgegengesetzt elektrisch aufladen können, erschien ein ähn-

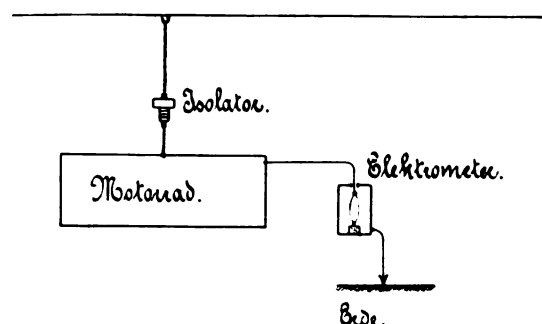


Fig. 1.

liches Verhalten bei den Abgasen der Benzinmotoren nicht ausgeschlossen. Denn die in den Gondeln montierten elektrisch mit dem Luftschiffgerippe verbundenen Motoren stellen je während des Fluges ein elektrisch von der Umgebung iso-

¹⁾ Dieckmann, Messung des elektrischen Potentialgefälles in der Nachbarschaft eines Zeppelinluftschiffes, ds. Ztschr. 1911, Heft 1.

liertes System nach Analogie des auf Glasfüßen stehenden Dampfkessels vor, aus dem ein Gasgemisch unter gewissem Druck sich von diesem System trennend austritt. Soweit wir in Erfahrung bringen konnten, liegen jedoch entsprechende Untersuchungen bisher nicht vor.

Wir haben deshalb in dieser Richtung einige orientierende Versuche angestellt, die zeigten, daß in der Tat die Abgase eines elektrisch isolierten Benzinmotors und der Motor selbst sich kräftig auf entgegengesetztes Potential aufladen können. Da es sich für uns vorerst lediglich um den Nachweis des Effektes überhaupt handelte, haben wir die Untersuchung nicht weiter geführt, als es ein primitiver Aufbau ohne weiteres erlaubte. Wir haben insbesondere auch die Frage nach der

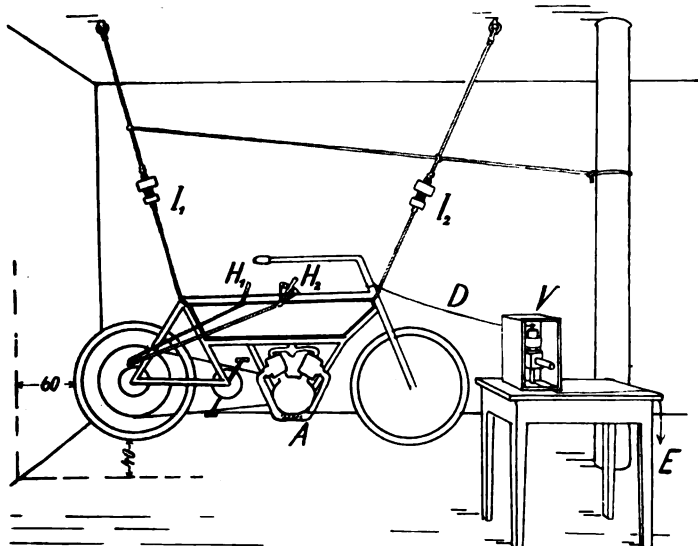


Fig. 2.

Abhängigkeit des Vorzeichens der Aufladung von der chemischen Zusammensetzung der Abgase und der Belastung sowie dem Düsenmaterial nicht bis zu dem Punkte untersucht, der eigentlich für den Luftschiffahrtsbetrieb von Wert ist. Es stellten sich hierbei gleich anfänglich größere und kleinere technische Schwierigkeiten in den Weg, deren möglichste Beseitigung einer eingehenderen Untersuchung überlassen bleiben muß.

Nebenstehende Fig. 1 zeigt die Anordnung des Versuches im Prinzip. Von dem durch den Isolator von der Erde elektrisch getrennten, frei aufgehängten Motorrad führt ein Zuleitungsdraht zu dem empfindlichen System des Elektrometers, dessen Gehäuse an Erde liegt.

Fig. 2 veranschaulicht die Einzelheiten der Versuchsanordnung. Das Motorrad ist mittels zweier Hanfseile an eisernen, in der Decke des Raumes eingeschraubten Haken frei aufgehängt. Die zwischen die Seile gesetzten Hartgummiisolatoren¹⁾, Fig. 3, I_1 und I_2 bewirken eine gute Isolation. Um Pendelbewegungen beim Gang der Maschine zu verhindern, ist oberhalb der Isolatoren durch ein Seil eine Querverspannung ausgeführt. Die Abstände der äußersten Radkanten vom Boden beziehungsweise von der vorbeiführenden Wand betragen 0,40 resp. 0,50 m, die Aufhängeseile haben eine Länge von 2,50 m. Das Zweirad ist mit einem Zweizylindermotor, welcher 5 PS bei 1000 Touren pro Minute leistet, ausgerüstet. Der Motor besitzt Luftkühlung, automatische Einlaßventile, Kerzenzündung und direkten Auspuff. Ein Auspufftopf fehlt ganz,

¹⁾ Dieckmann, Luftelektrische Meßanordnungen. Verhandlungen der Deutschen Physikalischen Gesellschaft XI, 699, 1909.

die Verbrennungsgase treten vielmehr aus einer Anzahl kleiner Löcher von 4 mm Durchmesser, welche in die Auspuffleitung gebohrt sind (A siehe Skizze 2) aus. Die Tourenzahl der Maschine kann ohne Belastung beliebig variiert werden, wie gewöhnlich durch Regulieren des Gemisches und der Zündung. Eine Belastung des Motors kann ebenfalls herbeigeführt werden. Der sog. erste Gang der Nalakupplung wird als Bremse benutzt, beide Gänge sind also gleichzeitig eingeschaltet. Das Motorrad steht durch einen ca. 1,5 m blanken Kupferdraht, welcher in der auf Fig. 2 ersichtlichen, vom Auspuff entfernten Stelle befestigt ist, mit der Zuleitungsklemme des Spannungsmessers V, als welcher ein Wulffsches Elektrometer mit Wehr¹⁾ zur Verwendung kam, in Verbindung. Das Gehäuse des Elektrometers liegt, wie bereits erwähnt, an Erde.

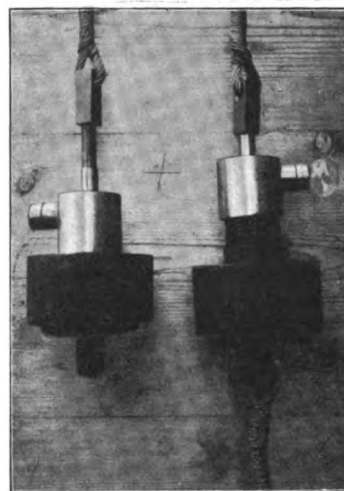


Fig. 3.

Die Grundeichkurve des Elektrometers wurde vor und nach der Messung bei aufgesetztem Spannungsteiler mittels einer Krügerbatterie nachgeprüft. Zur Feststellung des Vorzeichens diente ein mit einem Fell geriebener Hartgummistab. Einer raschen Abführung der Auspuffgase konnte nur durch Durchlüftung des Raumes in beschränktem Maße Rechnung getragen werden. Die elektrische Kapazität des ganzen aufzu-

¹⁾ Dieckmann, Das Elektrometerwehr. Physikalische Zeitschrift, Jahrg. 1912, Heft 3.

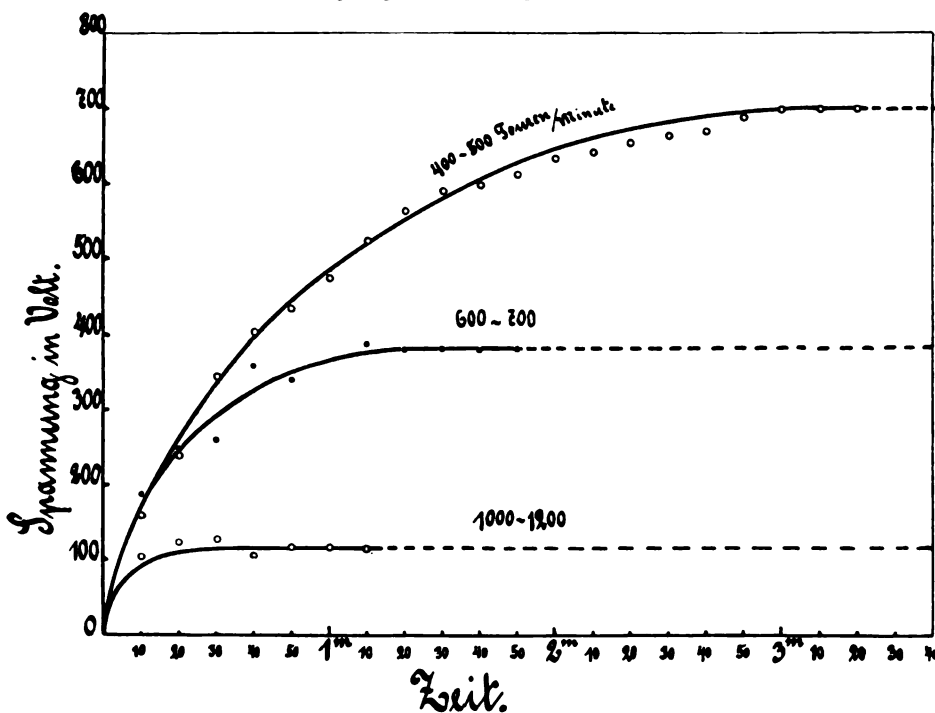


Fig. 4.

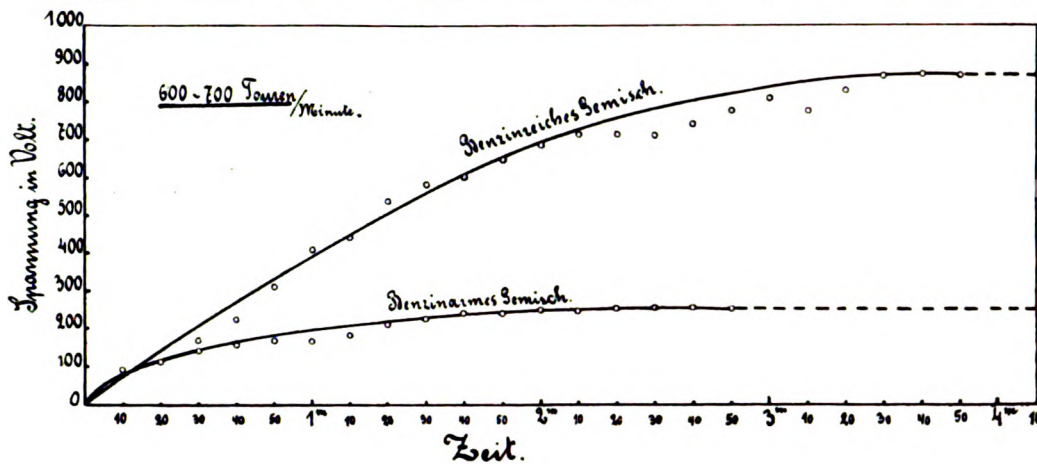


Fig. 5.

ladenden Systems (Rad, Zuleitung, Elektrometer) wurde nach der Harmschen Methode¹⁾ bei stehender Maschine zu zirka 220 cm ermittelt. Es wurde dann der Motor angelassen und die Abhängigkeit des erreichten Eigenpotentials von der Zeit abgelesen. Die Ergebnisse sind in Fig. 4 dargestellt; es zeigte sich dabei, daß das erreichte Endpotential bei zunehmender Tourenzahl stark sinkt. Das Vorzeichen des Motorrades erwies sich stets als negativ. Ein in die Auspuffgase isoliert gehaltener Messingblechstreifen lud sich positiv auf.

Um einen Anhaltspunkt zu haben, welche Einwirkung die Zusammensetzung des Gemisches auf den Betrag der Aufladung hat, wurde bei der mittleren Tourenzahl von ca. 600 bis 700 Umdrehungen pro Minute einmal benzinreiches und einmal benzinarmes Gemisch zugeführt. Fig. 5 läßt erkennen, daß bei benzinreichem Gemisch der Aufladeeffekt erheblich größer ist.

Da die Möglichkeit vorhanden war, in der geschilderten Weise eine Belastung des Motors herbeizuführen, wurden zwar auch nach dieser Richtung hin einige orientierende Beobachtungen angestellt. Dabei hatte es mehrfach den Anschein, als ob das Vorzeichen der Aufladung sich umkehrte, wenn die Bedienung der Hebel H_1 und H_2 durch einen isolierenden Griff bewerkstelligt worden war. Jedenfalls wurden bei Belastungsmanipulationen mehrfach deutliche Umkehrungen des Vorzeichens festgestellt. Es war aber nicht möglich, diese Erscheinung jederzeit einwandfrei zu reproduzieren.

Die Versuche wurden hier abgebrochen, da nur unter Verwendung einer geeigneteren Versuchsanordnung Aussicht auf die Gewinnung einwandfreier Daten vorhanden ist.

Die Kapazität eines Zeppelinfahrzeuges, die von der Flughöhe abhängig ist, dürfte praktisch höchstens 20 mal größer sein, als die des im geschlossenen Raum aufgehängenen Motorrades. Unter Annahme derselben Ausgleichsverhältnisse und des hier benutzten Motorrades würde sich das Luftschiff in drei Minuten auf ca. 40 Volt aufladen können. Die hier in Wahrheit vorhandenen Bedingungen bedürfen aber noch weiterer Klärung.

¹⁾ Harms, Physikalische Zeitschrift 1904, Seite 47.



Fig. 1. Eindecker von Sommer.

Jedenfalls ist die Deutsche Luftschiffahrtsaktiengesellschaft dem Vorstand des Physikalischen Instituts der technischen Hochschule München, Herrn Prof. Dr. Ebert, für die Überlassung eines Teiles der benutzten Apparate sowie Herrn Hauptmann Schubert, Führer der Kgl. bayer. Funkenabteilung, für die entgegenkommende Hergabe des Motorrades und der Räumlichkeiten des Kasernedepots zu besonderem Danke verpflichtet.

Zusammenfassung:

Im Anschluß an einige Beobachtungen des elektrischen Potentialgefälles in der Nachbarschaft von Zeppelinluftschiffen hatte sich eine elektrische Aufladung durch den

Motorbetrieb wahrscheinlich gemacht. Es wurden daraufhin an einem isoliert aufgehängenen Benzinmotorzweirad orientierende Versuche angestellt, wobei sich eine negative Aufladung des Motors und eine positive Aufladung der Abgase beim Betrieb zeigte. Bei Belastung des Motors wurde mehrfach eine Umkehr des Vorzeichens beobachtet.

Ausstellungsberichte.

Technisches vom dritten Pariser aeronautischen Salon.

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner und Ing. Ansbert Vorreiter.
(Fortsetzung.)

Sommer.

Auf dem Stande von Sommer waren ein Eindecker und ein Zweidecker ausgestellt, die beide nicht unwesentliche Änderungen gegenüber den gewöhnlichen Typen dieses Konstrukteurs aufwiesen. Bei dem Eindecker (Fig. 1) sind diese Änderungen verhältnismäßig geringer: er unterscheidet sich von dem früheren Sommer-Eindecker durch die mehr bauchige Form des Bootes und das doppelt gekrümmte Profil der Flügel — beides kleine Anlehnungen an Nieuport — und vor allem durch das Fahrgestell, an dem die Kufen fortgelassen sind. Die geringe Bewertung der Kufen ist — wenigstens bei Rennmaschinen — überhaupt für viele der neuesten Konstruktionen bezeichnend und für solche wohl auch durchaus gerechtfertigt. Der 50 PS-Gnome-Motor ist wie beim Blériot-Renn-Eindecker vor dem Boot freitragend angeordnet; es ist anzunehmen, daß sich diese Art der Lagerung, die eine bessere Kühlung und Bedienung des Motors gestattet und die bei den Zweideckern allgemein verwendet wird, sich auch bei den Eindeckern einführen wird; gegen das spritzende Öl können die Flieger durch geeignete Verkleidungen genügend geschützt werden. Das Boot besitzt Viereckquerschnitt und ist aus Holz hergestellt; die horizontalen und vertikalen Querstäbe sind etwas gegen einander versetzt, damit die Schraubenlöcher ihrer Stahlschuhe nicht ineinander gehen. Jeder der

beiden Flügelholme wird durch zwei Drahtseile gehalten; die des hinteren Holmes gehen von einem Flügel zum andern durch und sind an dem Verwindungshebel nur durch eine Klemme befestigt; die beiden Seile sind dabei an dieselbe Klemme geführt, sodaß auch beide gleich stark gezogen werden; diese Art der Verwindung dürfte wohl den Holm ungünstiger beanspruchen, als wenn nur ein Kabel gezogen wird, während das zweite frei über eine Rolle geführt ist. Interessant ist die Befestigung der Kabelenden durch drei Schösser (Fig. 2), die ein sehr

leichtes Nachspannen gestattet. Die Dimensionen des kleinen Eindeckers sind folgende:

Spannweite	8,70 m
Länge über alles	6,70 m
Tragfläche	16 qm
Gewicht	260 kg

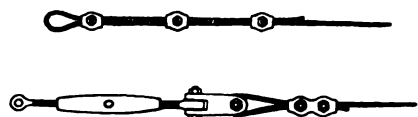


Fig. 2. Seilbefestigung am Sommer-Eindecker (oben) und Aviatik-Eindecker (unten).

Er trägt ohne Schwierigkeit eine Nutzlast von 200 kg und erreicht mit dem 50 PS-Gnome-Motor eine Geschwindigkeit von 105 km/Stde.

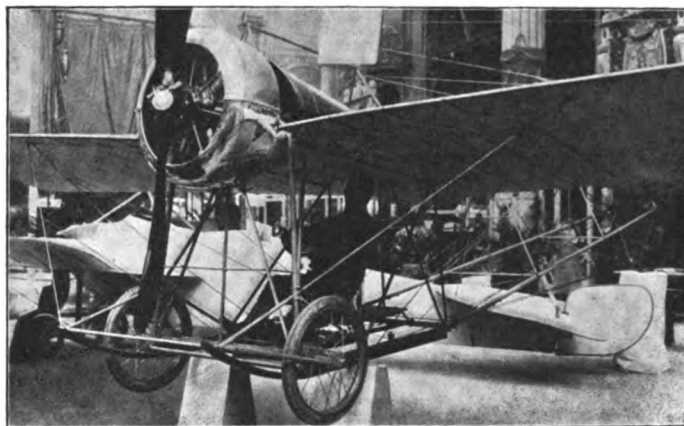


Fig. 3. Eindecker von Train.

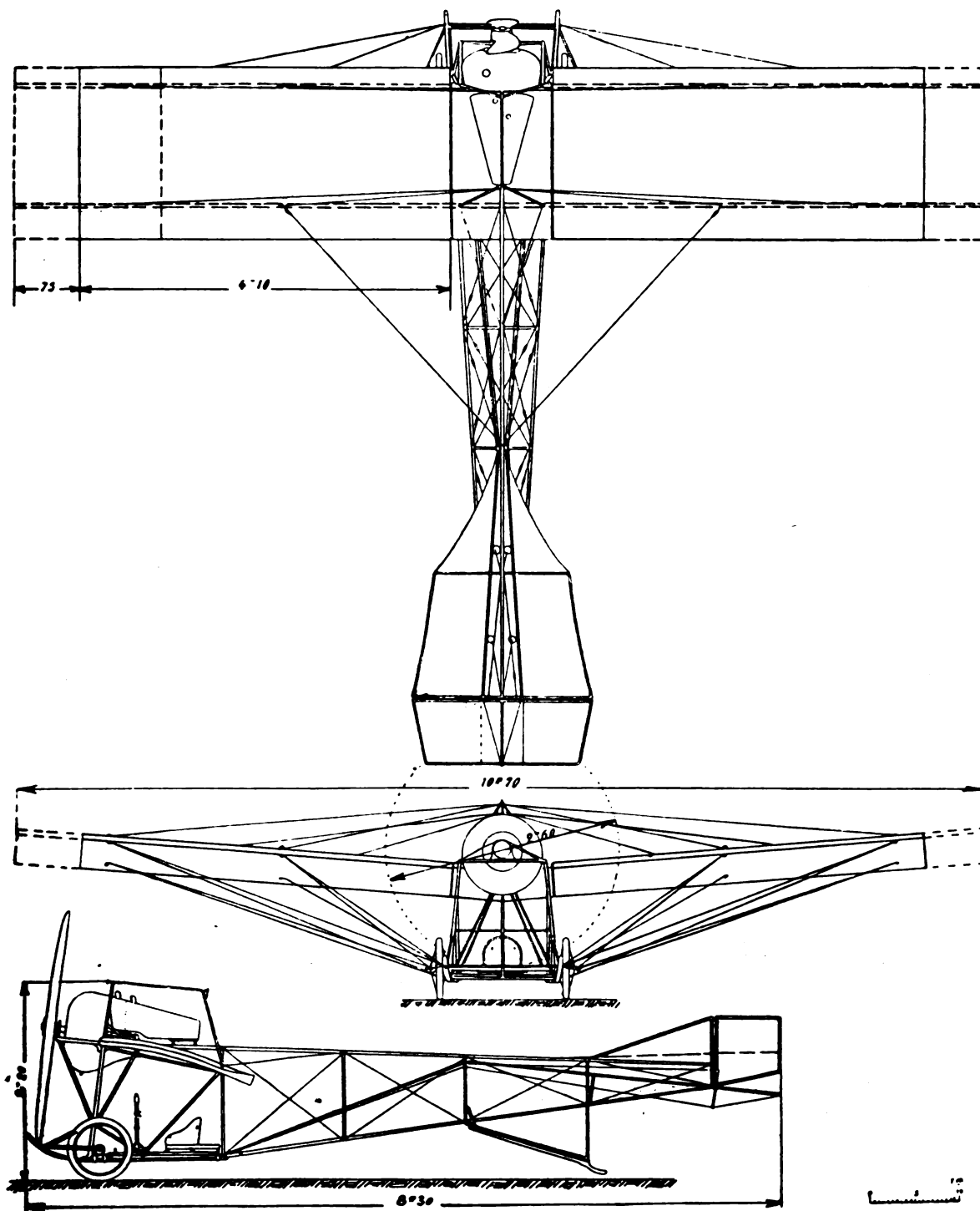


Fig. 4—6. Eindecker von Train.

Train.

Auf dem Stande der bekannten Kautschukfirma J. Hutchinson, die in letzter Zeit den Stoff für fast alle von der »Astra« und anderen Firmen gebauten Lenkballone lieferte, stellt Train einen einsitzigen Eindecker seines bekannten Typs aus (Fig. 3 bis 6). Der Apparat — bekanntlich einer der wenigen französischen Eindecker mit tiefliegendem Führer-

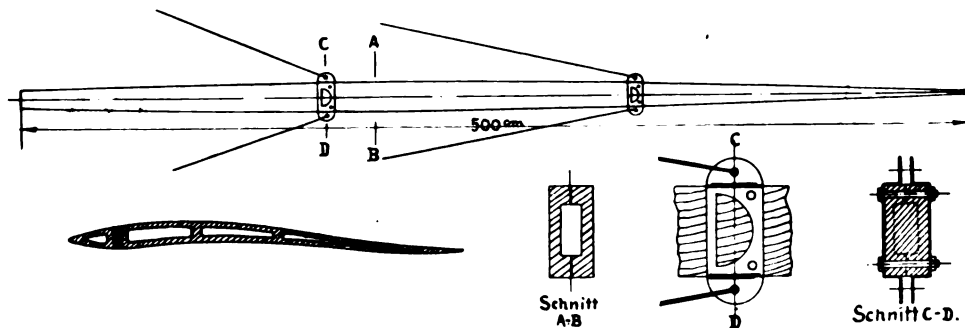


Fig. 7. Details des Flügels von Nieuport.

sitz — ist ganz aus Stahlrohr gebaut; Schraube, Kufen und Flügelspiere sind die einzigen Holzteile an ihm. Die Verbindung geschieht aber nicht wie bei den meisten Stahlrohr-Apparaten einfach durch autogene Schweißung, sondern durch Eckhülsen, in denen die Rohre durch Klemmung (Zusammenschrauben der geschlitzten Hülse) oder bei minder wichtigen Teilen durch einfache Weichlötung festgehalten werden. Wenn auch diese Verbindungen nicht so fest sind wie eine tadellos hergestellte Schweißung, so sind sie doch zweifellos sicherer als die mangelhaften Schweißungen, die man so häufig sieht, bei denen oft $\frac{3}{4}$ der Wanddicke der Rohre weggebrannt sind; außerdem haben sie den Vorteil der leichteren Lösbarkeit. Das Gerüst kann nach Lösen von 12 Schraubenbolzen in zwei Teile zerlegt werden. Der Bau dieser Flugzeuge ist der »Astra«-Gesellschaft übertragen worden, die schon eine größere Anzahl davon an die französische Heeresverwaltung abgeliefert hat.

Nieuport.

Der Eindecker von Nieuport, von dem drei Exemplare in der Ausstellung zu sehen waren, ist in dieser Zeitschrift schon so oft, zuletzt erst wieder bei Gelegenheit des Militär-

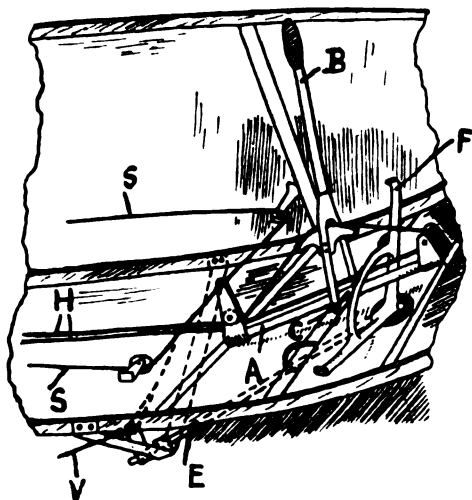


Fig. 8. Steuerung von Nieuport.

Wettbewerbs genau beschrieben worden, daß es genügen wird, diesmal nur auf einige interessante Einzelheiten hinzuweisen. Fig. 7 zeigt das charakteristische Profil des Nieuport-Flügels, das, wie schon erwähnt, so oft nachgemacht wurde. Von seinen Besonderheiten scheint die doppelte Krümmung in der Tat einen gewissen Vorteil zu bieten, wenn auch vielleicht nicht in bezug auf die Tragkraft, die eher vermindert wird, so doch in bezug auf die Stabilität. Die heraufgezogene Vorderkante dagegen muß nach den Eiffelschen Versuchen als unvorteilhaft bezeichnet werden, da sie einen starken Unterdruck auf der Unterseite der Tragflächen hervorruft. Aus dem in

Fig. 7 dargestellten vorderen Holm sieht man, daß die Dicke der Flügel vom Boot aus zunächst zunimmt, und erst nach dem ersten Haltepunkt sich wieder nach außen zu verringert. Die Holme, die früher I-Querschnitt hatten, sind jetzt als aus zwei Teilen geleimte Kastenträger ausgebildet (Fig. 7, Schnitt A—B), die nur an den Haltepunkten voll gelassen sind (Fig. 7, Schnitt C—D). Die Befestigung der Spannseile an doppelten Blechlaschen hat den Vorteil, daß die Holme wenig geschwächt werden; allerdings sind die Bolzen (nur zwei!) stark auf Abscherung beansprucht. Die Längs- und Querhölzer des Bootes haben alle I-Querschnitt mit vollem Rechteckprofil an den Eckpunkten, da ja bei dem ganz gespannten Boot eine Form von geringem Luftwiderstand nicht erforderlich ist. Fig. 8 zeigt die Steuerung; der Hebel B bedient durch die Seile H das Höhensteuer, durch die Seile S das Seitensteuer; vorbildlich einfach und solide ist die Verwindung ausgeführt: an der schrägliegenden Welle E (die man deutlich in den Photographien des ganzen Flugzeugs erkennt) ist oben der Fußhebel F befestigt, unten direkt über der Kufe der kleine Hebel, von dem die Verwindungsseile V ausgehen, so daß außer der Welle keinerlei Übertragungsorgane notwendig sind.

Deperdussin.

Auch bei Deperdussin sieht man nicht viel Neues, da er gleichfalls nur die bekannten Typen ausstellt. Bekannt sind die Ausschnitte am Hinterende der Flügel, die dem Führer die Aussicht erleichtern sollen; beim zweiplätzigen Militär-

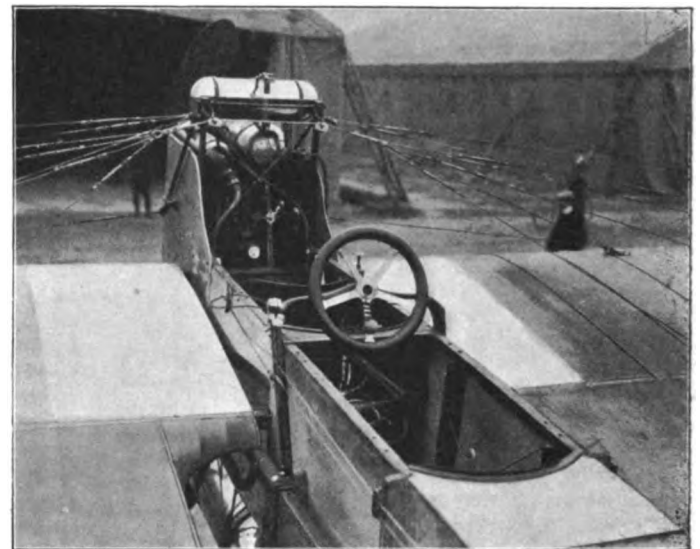


Fig. 9. Inneres des Bootes am Deperdussin-Eindecker.

typ sind diese Ausschnitte vorn angeordnet, um dem Passagier (Beobachter) freie Aussicht zu gewähren. Der Flügelbezug der Ober- und Unterseite endigt hinten in je einem Draht, so daß (wie bei dem deutschen Harlan-Eindecker) ein schmaler Schlitz offen bleibt. Am Boot kann der obere Teil der Bespannung abgeknöpft werden, um die Konstruktion zu revidieren. Im Gegensatz zu Blériot und anderen enthalten alle Spanndrähte im Boot Spannschlösser; die Kupferhülsen sind durch solche aus gewundenem Stahldraht (nicht dem Spanndraht selbst!) ersetzt. Die Steuerung durch die bekannte Brücke ist unverändert geblieben; an der Brücke befinden sich die Hebel für Zündungs- und Gasregelung und ein Schalter mit zwei Druckknöpfen zum Ein- und Ausschalten des Zündstromes. (Fig. 9.)

K a u f f m a n n.

Dieser Konstrukteur, der sich schon seit Jahren mit dem Bau von Flugzeugen beschäftigt, hat einen neuen Ein-

decker (Fig. 10) ausgestellt, an dem hauptsächlich die Art der Flügelverspannung bemerkenswert ist; an jeder Spiere geht ein Seil ab, und 4 bis 6 Seile vereinigen sich dann zu einem stärkeren, um den Luftwiderstand nicht zu sehr zu erhöhen. Der Zweck dieser Anordnung ist die bessere Versteifung des Flügelholmes; man darf aber nicht darauf vergessen, daß der Holm damit ein statisch vielfach unbestimmter Träger wird; da in den einzelnen Seilchen keine Spanner vorgesehen sind, so wird der Zweck — die Erhöhung der Tragkraft des Holms — nur dann erreicht werden, wenn ihre Spannung sehr gleichmäßig eingestellt wurde (was nicht leicht sein dürfte), oder wenn der Holm sehr biegsam ist. Andernfalls könnte leicht statt der Verringerung eine Erhöhung der Gefahr eintreten, indem sich die ganze Last an das am stärksten gespannte Seilchen hängt; wenn dann dieses, da es nicht für die ganze Last berechnet ist, reißt, so geht die ganze Last (resp. der größte Teil) auf ein anderes über, und so kann in kurzer Zeit ein Seil nach dem andern durchreißen. Der Weg, den Kauffmann mit der Unterteilung der Verspannungen eingeschlagen hat, darf daher nur mit größter Vorsicht betreten werden.

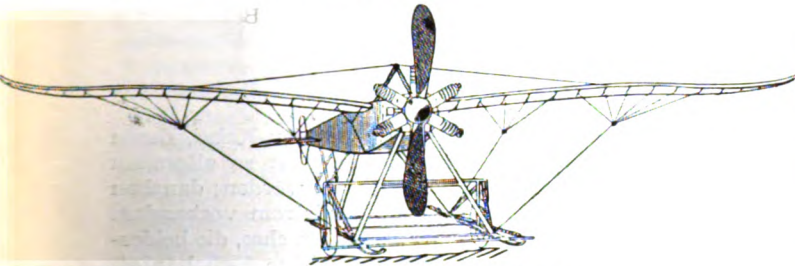


Fig. 10. Eindecker von Kaufmann.

Tatin-Paulhan.

Der von dem langjährigen Flugzeugkonstrukteur Tatin in Verbindung mit dem bekannten Flieger Paulhan gebaute Eindecker ist trotz seiner technischen Fehler zweifellos eine der interessantesten Neukonstruktionen. Das Ziel war, den Luftwiderstand auf das allergeringste Maß zu verringern; für das Boot wurde deswegen eine Form gewählt, die einem sehr langgestreckten Lenkballon gleichkommt und die in bezug auf den Luftwiderstand tatsächlich als ideal bezeichnet werden kann (Fig. 11). Da aber bei einer solchen Form stets der vorn befindliche Motor störend wirkt und außerdem die vordere Schraube durch ihren eigenen Wind den Luftwiderstand des Bootes wesentlich erhöht, so haben die Konstrukteure kurz entschlossen den Propeller an das Schwanzende verlegt und treiben ihn von dem im Innern des Bootes (etwa unter der Vorderkante der Flügel) liegenden Motor (50 PS - Gnome) mittels einer langen Welle an. Diese lange Welle ist der schwache Punkt des ganzen Flugzeugs, besonders da sie kein Cardan oder andere nachgiebige Teile besitzt und nur in drei Lagern ruht, die durch Drähte am Bootsgerüst befestigt sind (abgesehen von dem Kugellager unmittelbar vor dem Propeller). Daß eine solche Transmission in einem aus Holz gebauten stark deformierbaren Gerüst nicht genügt, ist seit langem bekannt, Klemmungen sind da auf die

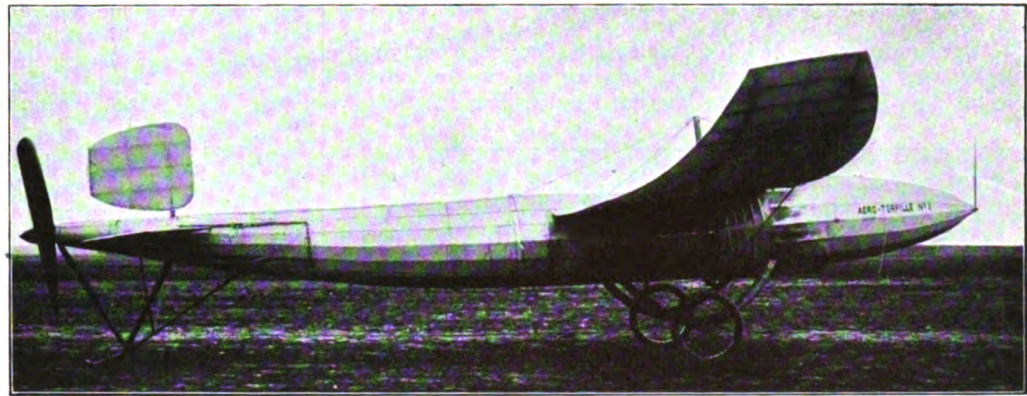


Fig. 11. Eindecker Tatin-Paulhan.

Dauer ganz unvermeidlich. Deshalb führen z. B. die französischen Firmen Astra, Zodiac usw. bei ihren langen Ballongondeln, soweit die Schraube am Gondelende liegt, die Transmission so aus, daß immer auf ein festes, in zwei Lagern ruhendes Wellenstück ein bewegliches folgt, das nicht gelagert und mit den beiderseits anschließenden festen Stücken durch je ein Cardan verbunden ist. Die Außerachtlassung dieser Vorsicht ist ein großer Fehler des sonst sehr gut gebauten Flugzeugs, und sie ist wohl auch schuld daran, daß es bisher noch keine längeren Flüge ausführen konnte.

Von interessanten Einzelheiten wäre noch verschiedenes zu erwähnen. Dies aus Holz hergestellte Boot enthält ein gewöhnliches vierkantiges Gerüst; an diesem sind erst polygonale Schablonen angesetzt, die außen durch eine Anzahl von Längslatten miteinander verbunden sind; die als Stoffträger für die Bespannung dienen; der runde (genauer vieleckige) Querschnitt ist daher nur eine Verkleidung der inneren vierkantigen Konstruktion. Diese Methode scheint recht vorteilhaft, denn das vierkantige (oder vielleicht noch besser dreikantige) Gerüst kann viel einfacher und fester hergestellt werden als ein vieleckiges, wenigstens so lange man an der Fachwerkbauweise festhält. Beim Motor ist das Holzgerüst unterbrochen und durch ein rundes Stahlgerüst ersetzt, um Raum für den Rotationsmotor zu gewinnen. Das Schwanzende des Bootes besteht aus Stahlblech und hat unten eine Öffnung zum Austritt der Abgase des Motors. Die Flügel zeigen die von den früheren Tatin-Eindeckern her bekannte charakteristische Aufbiegung. Jeder ihrer beiden Holme wird durch ein Stahlband gehalten; die Verwindung geschieht, umgekehrt wie sonst, durch Verziehen des vorderen Holmes. Das Fahrgestell (s. Heft 1 Tafel I, Fig. 20) ist gleichfalls sehr einfach: die beiden Bogen sind vorn gelenkig am Boot befestigt und hinten durch eine Querstange verbunden, an der das Boot in Gummiringen angehängt ist. Die Steuerung geschieht wie bei Blériot durch einen Hebel mit feststehendem Handrad und einen Fußhebel für das Seitensteuer.

Die Maschine soll bei den allerdings sehr kurzen Probeflügen eine Geschwindigkeit von fast 160 km/Stde. erreicht haben, was bei ihrer Bauart auch als nicht unmöglich erscheint.



Fig. 12. Aviatik Eindecker.

Aviatik.

Der Eindecker der Aviatik-Gesellschaft, der neben dem Zweidecker von Albatros die deutsche Industrie auf der Ausstellung vertrat, ist bekanntlich dem Hanriot-Eindecker nachgebildet.

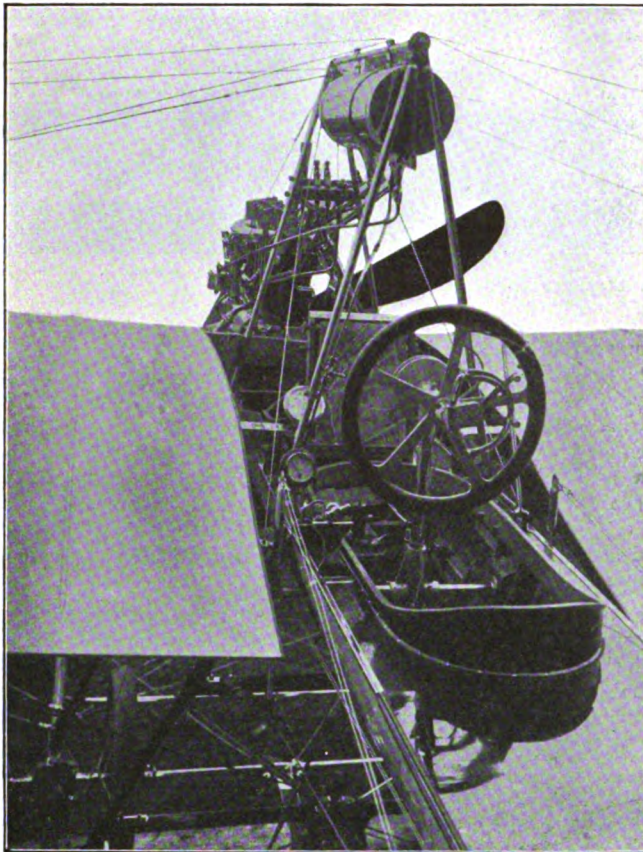


Fig. 13. Führersitz des Aviatik-Eindeckers.

Das schlanke Boot ist ganz wie ein gewöhnliches Wasserboot aus Holz mit Längs- und Querspanten gefertigt. Unmittelbar hinter dem Führersitz ist es oben durch eine Holzplatte geschlossen, weiter nach hinten bis zum Schwanz durch Stoffbespannung (Fig. 13). Am Fahrgestell (Tafel I, Fig. 15) sind die das Boot tragenden Stützen etwas schräg gestellt, um den Stoß bei der Landung besser aufzunehmen. Wie bei den Zweideckern der Aviatik enthält es vier Räder auf gemeinsamer Achse, die durch Gummiringe gefedert ist. Die Flügel enthalten zwei starke Holme und sind im Innern durch Drahtverspannungen versteift. Die Flügel werden durch eine Anzahl von Drahtseilen von 6 und 3 mm Dicke gehalten. Den vorderen Holm halten vier Seile, von denen die beiden starken an dem zweiten, die schwächeren am ersten Stützenpaar des Fahrgestells befestigt sind. Hinten ist am ersten (inneren) Haltepunkt ein starkes Kabel angebracht, das frei über eine Rolle zum an-

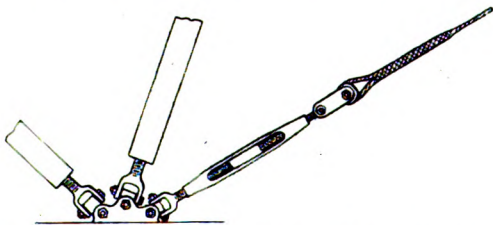


Fig. 14. Spannschlösser des Aviatik-Eindeckers.

deren Flügel läuft, am zweiten äußeren Haltepunkt dagegen zwei Verwindungskabel (ein schwaches und ein starkes); diese Kabel laufen über Rollen an den Kufen und gehen von dort zu den vier eigentlichen Verwindungsrollen, die auf einer durch vier Stahlrohre versteiften Querstange zwischen dem hintersten Stützenpaar des Fahrgestells befestigt sind und durch

Seilzug vom Steuerrade aus bedient werden. Interessant ist die Ausführung der Spannschlösser (Fig. 2), die durch eine Art Kardan für allseitige freie Beweglichkeit des Seiles sorgen. In den Vorderteil des Bootes ist der 100 PS-Argus-Motor eingebaut, während sich der unter Druck stehende Benzintank zwischen den Sitzen des Passagiers und des Führers im Innern des Bootes befindet; als Reserve dient ein kleiner Hilfstank auf dem oberen Spannbock, der mit dem Öltank vereinigt ist. An dem großen Steuerrad (Fig. 13) sind die Hebel zur Regelung von Gas und Zündung in der bei Automobilen gebräuchlichen Art angeordnet; die Übertragung auf die Regelungsorgane

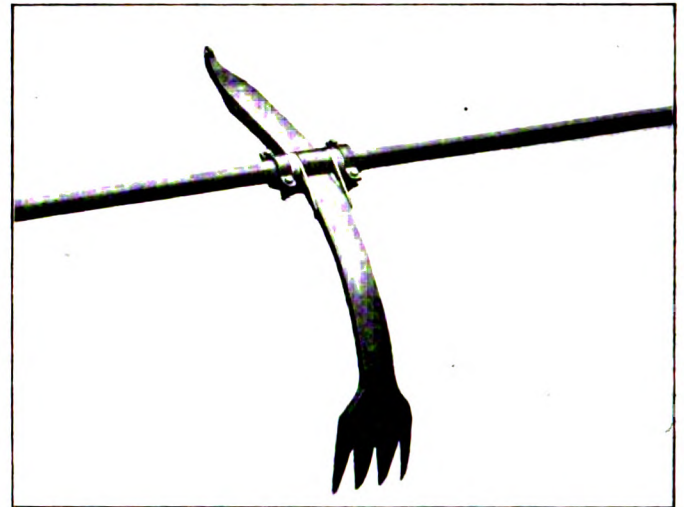


Fig. 15. Bremse des Aviatik-Eindeckers.

erfolgt durch die bekannten biegsamen Bowden-Kabel, deren Anwendung im Flugzeugbau noch immer nicht so allgemein ist, wie sie es ihrer Vorteile wegen verdienen würden; daneben ist noch ein kleiner Schalter für den Zündstrom vorhanden. Der kurze Steuerhebel sitzt auf einer Stahlrohrachse, die beiderseits aus dem Boot heraustritt und dort kleine Hebel trägt, von denen die Seile zum Höhensteuer ausgehen. Zur Bedienung des Seitensteuers dient ein Fußhebel. Ein weiterer rechts befindlicher Hebel betätigt die Bremse, die nicht wie sonst an den hinteren Kufenenden, sondern auf der Radachse befestigt ist (Fig. 15). Der Vorteil dieser Anordnung liegt darin, daß die Intensität der Bremswirkung nicht wesentlich von der Neigung des Apparates abhängig ist und nicht plötzlich einsetzt, sobald der Schwanz sich dem Boden nähert.

Esnault-Pelterie (REP).

Der von dieser Firma ausgestellte Eindecker (Fig. 16) weist gegenüber dem bekannten Typ nur eine bemerkenswerte Neuerung auf: die Steuerung durch zwei Handhebel ist ersetzt durch eine solche mit einem Handhebel für Höhensteuer und Verwindung und einem Fußhebel für das Seitensteuer; im Interesse der zu wünschenden Einheitlichkeit ist diese Änderung sehr zu begrüßen.

Bristol.

Allgemeines Aufsehen erregte durch seine elegante und solide Konstruktion der englische »Bristol«-Eindecker (Heft 1 Taf. I, Fig. 17). Die Flügel enthalten zwei Holme aus Stahlrohr, das innen mit Holz ausgefüllt ist. Jeder Holm wird von drei Spannseilen gehalten; das innerste geht vom unteren Rande des Bootes aus, die beiden äußeren vorn von den Kufen, hinten dagegen laufen sie über Rollen, die an einem besonderen Bock angebracht sind, um bei der Verwindung nachgeben zu können. Die Verwindung selbst dagegen erfolgt durch besondere Drähte (nicht Seile), die neben den Sicherheitskabeln laufen und von einem auf demselben Bock befindlichen Hebel ausgehen; die Anordnung ist dabei so, daß beide Drähte gleichzeitig gezogen werden. Das Fahrgestell weist außer den beweglichen Kufenspitzen, auf die schon hingewiesen wurde, noch einige weitere Besonderheiten auf. Die Hinterenden der Kufen sind sehr lang und federnd, um als Bremse dienen zu können; die Abfederung der Radachse geschieht statt durch

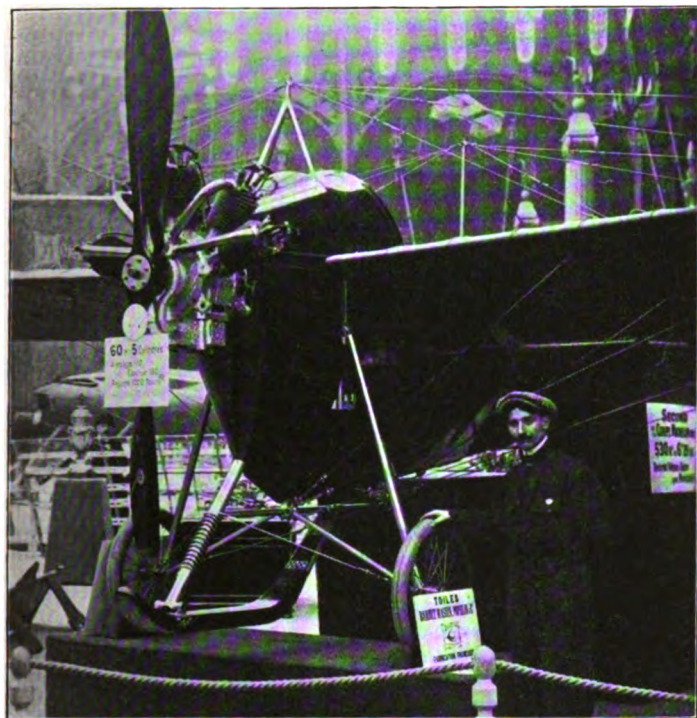


Fig. 16. Eindecker REP.

einfache Gummiringe durch vielfach über dieselben gewickelte Gummischüre; an den Enden der Achse sind Muttern aufgeschraubt, die — sonst unlösbar — sich nach einem Druck leicht abschrauben lassen, so daß das Rad ohne Mühe abgenommen werden kann. Die dreieckähnliche Schwanzfläche schwingt im ganzen um eine im vorderen Drittel der Länge angebrachte Achse; eine feste Fläche ist nicht vorhanden. Die Schwanzkufe hat dieselbe Gestalt wie die Kufen bei Tatin-Paulhan, und ihr Hinterende gleitet in einer horizontalen Kulis. Hinter ihr ist ein »Selbststartapparat« angebracht, ein besonders konstruierter Haken, an dem man durch ein Seil das Flugzeug während des Ingangsetzens des Motors festhalten kann und der dann vom Führersitz aus durch einen Zugdraht geöffnet werden kann; auf diese Weise ist es möglich, ohne jede fremde Hilfe abzufliegen. Der 50 PS-Gnome-Motor treibt eine Schraube (eigenes Erzeugnis der Bristol-Gesellschaft) von

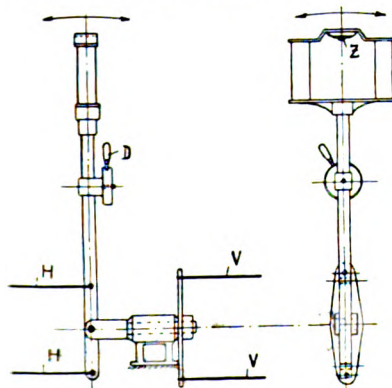


Fig. 17—18. Steuerung des Bristol-Eindeckers.

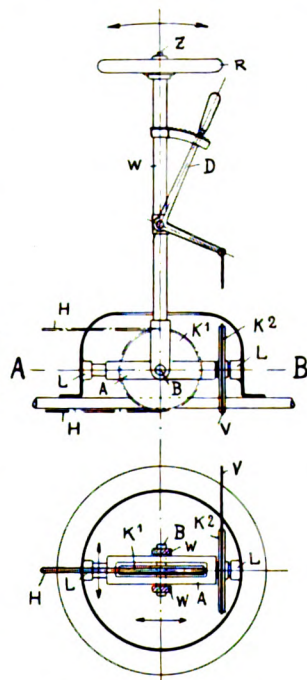


Fig. 19—20. Steuerung von Blériot.

2,4 m Durchmesser und 1,65 m Steigung; die Firma wendet absichtlich keine stärkeren Motoren an, da sie der Ansicht ist, daß 50 PS bei guter Konstruktion vollständig ausreichen, um mehrere Personen zu befördern und Geschwindigkeiten

von 120 km zu erreichen — eine Meinung, die man wohl als richtig ansehen kann. Wie gut die Konstruktion bis in die kleinsten Einzelheiten ausgebildet ist, davon geben die Rohre für Benzin und Öl ein Beispiel, bei denen überall durch Verschraubungen und Zwischenstücke für leichte Demontierung und Auswechslung gesorgt wurde.

An dem Steuerhebel für Höhensteuer und Verwindung (Fig. 17) ist ein doppelter Handgriff angebracht; dazwischen liegt oben der Kurzschließer z für die Zündung, am Hebel selbst der Drosselhebel D .

Bei dieser Gelegenheit seien auch noch zwei andere ausgestellte Steuerungen erwähnt. Fig. 20 zeigt die neue Steuerung von Blériot, bei der die alte »Glocke« durch die Kettenräder K_1 (für das Höhensteuer H) und K_2 (für die Verwindungsdrähte V) ersetzt ist; das Handrad R ist wie früher unbeweglich. Z ist auch hier der Zündkontakt, D der Drosselhebel. — Fig. 21

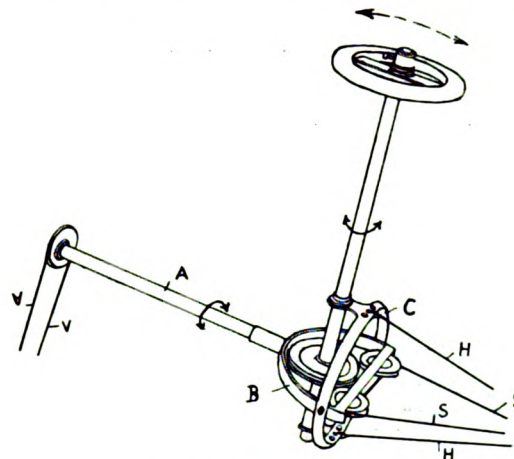


Fig. 21. Steuerung von Bénard.

stellt die Steuerung von Bénard dar, die gegen das Vorjahr (s. Zeitschr. Jahrg. I, S. 303) etwas verändert und vereinfacht worden ist; trotzdem hat sich diese Steuerung, bei der alle drei Bewegungen mittelst eines Organs ausgeführt werden, auch in diesem Jahre bisher nicht einführen können.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 77 h. W. 33 320. Gleichgewichtsregler für Flugzeuge u. dgl. Karl Willems, Saaralben, Lothr., Solvaydorf. A 11. 11. 09. E 1. 4. 12.
- 77 h. B. 57587. Flugzeug, bei dem gleichzeitig mit der Tragfläche auch eine Schwanzfläche verstellbar wird. Alfred Brink, Harburg (Elbe), Gartenstr. 27. A 22. 2. 10. E 5. 4. 12.
- 77 h. Sch. 36 600. Propellerflügel für Schraubenflieger, die derart verstellbar sind, daß sie beim Antreiben durch besondere Vortriebsmittel in horizontaler Richtung als Tragflächen wirken. Otto Schmidt, Nordhausen, Bahnhofstr. A 24. 9. 10. E 5. 4. 12.
- 77 h. Z. 6514. Zerlegbares Luftschiff. Jakob Zimmermann, Düsseldorf, Amsterdamerstr. 155. A 13. 11. 09. E 5. 4. 12.
- 77 h. V. 9850. Fahrgestell für Flugzeuge. Georges Bassos, Constanza (Rumän.); Vertr.: Dr. B. Alexander-Katz, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 4. 2. 11. E 12. 4. 12.
- 46 a. B. 59 788. Zweitaktexplosionskraftmaschine mit schräg zueinander angeordneten kreisenden Zylindern und mit steuernden Stufenkolben. Prosper Barrière, Paris; Vertr.: E. W. Hopkins u. K. Osius, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 11. 8. 10. E 5. 4. 12.
- 46 a. B. 61 013. Explosionskraftmaschine mit um die eigenen Achsen sich drehenden Zylindern. W. A. C. Blankenburg, Amsterdam; Vertr.: Dr. R. Wirth, C. Weihe, Dr. H. Weil, Frankfurt a. M. 1. u. W. Dame, Berlin SW. 68. A 30. 11. 10. E 12. 4. 12.
- 46 c. C. 20 914. Zündkerze. Champion Ignition Co., Flint, Michigan, V. St. A.; Vertr.: E. W. Hopkins u. K. Osius, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 17. 7. 11. E 12. 4. 12.
- 46 c. H. 52 672. Kühlvorrichtung, bestehend aus dünnwandigen Blechstreifen. Haegle & Zweigle, Eßlingen a. N. A 14. 12. 10. E 19. 4. 12.
- 46 c. M. 42 210. Spritzvergaser für Explosionskraftmaschinen mit einem die Haupt- und Nebenluft regelnden Schieber. August Wasmuth, Hamburg, Jungfernstieg 12. 27. 8. 10.

46c. C. 19682. Drehschieber für Verbrennungskraftmaschinen. The Clegg Engine Syndicate Limited, Burnley, Engl.; Vertr.: C. Arndt u. Dr.-Ing. P. Bock, Pat.-Anwälte, Braunschweig. A 12. 8. 10. E 5. 4. 12.

46c. Sch. 38 029. Zylinderbefestigung, insbesondere für umlaufende Verbrennungskraftmaschinen. H. James Schwade, Erfurt, Bismarckstr. 24. A 25. 3. 11. E 8. 4. 12.

46d. F. 32 565. Explosionskammer für Gasturbinen; Zus. z. Pat. 236 885. Ernst Emil Freytag, Zwickau i. Sa., Schloßgraben 2, u. Ernst Karl Alexander Baumann, Uhlbach b. Stuttgart. A 19. 6. 11. E 8. 4. 12.

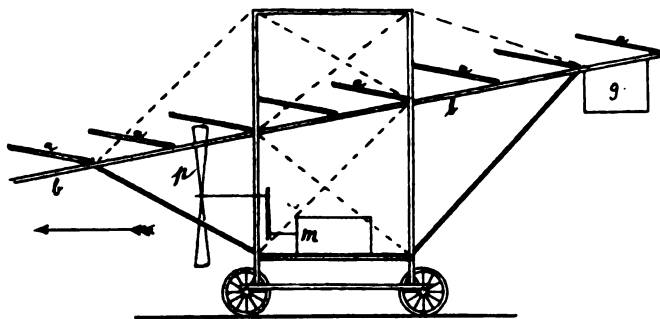
Patent-Erteilungen.

46a. 244 426. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Eason Engine Company, West Chester, V. St. A.; Vertr.: E. W. Hopkins u. K. Osius, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. I. 7. 10. E 15 971.

46c. 244 473. Zündvorrichtung für Verbrennungsmotoren, die mit einer Zündmaschine, einem gesteuerten Unterbrecher und einem Summier ausgerüstet sind und mechanisch angedreht werden. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 2. 10. 10. B. 60 338.

Auszüge aus Patentschriften.

240 304. Flugzeug. Julius Merx in Berlin. — Das Tragdeck ist aus einer Anzahl einzelner, von vorn nach hinten treppenartig aufsteigender Tragflächen *a* gebildet, die auf einem geneigten, einen Teil des Flugzeugrumpfes bildenden Rahmen *b* um quer zur Flugrichtung liegende Achsen drehbar gelagert sind. *m* ist der Motor.



Zu Nr. 240 304.

238 544. Flugzeug. Emile Bourdelles in Paris. — Die Erfindung betrifft eine selbsttätige Stabilisierung. Bei regelmäßiger Fahrt erfährt jeder Flügel durch die Luft einen Widerstand. Wenn die Fluggeschwindigkeit zunimmt, so vermehrt sich auch der auf die Flügel wirkende Widerstand, die Flügel *a* heben sich infolgedessen. Hierdurch senken sich die Hebel *d* und bewegen das Höhensteuer, indem sie den Angriffswinkel verkleinern, wenn das Höhensteuer vorn liegt. Hierdurch vermindert sich der Gesamtwinkel des Flugzeuges zum Horizont und somit der Einfallswinkel der Flügel. Der Luftwiderstand wird dadurch geringer. Die umgekehrte Wirkung vollzieht sich, wenn die Geschwindigkeit vermindert wird oder aus irgend einem Grunde der Einfallswinkel der Flügel und infolgedessen der Auftrieb zu schwach wird.

Die Schwingungen der Feder *e* zwischen den Flügeln können auf irgend eine bekannte Weise gedämpft werden.

In ähnlicher Weise steuert ein einzelner Flügel, wenn seine Geschwindigkeit relativ zum Winde z. B. durch einen Windstoß das Flugzeug seitlich zu kippen sucht, das ihm zugehörige Höhensteuer *p* oder *p*¹ (Fig. 3), das durch den entgegengesetzten Luftwiderstand den Apparat wieder aufrichtet und so selbsttätig die Stabilität in der Querrichtung sichert.

Sind mehrere Flügel übereinander angeordnet (Fig. 2), so werden dieselben mittels Gestänge *g* mit zwei oder mehreren Gelenkstangen *h* gelenkig verbunden, die ihrerseits wieder am Rahmenstell angelenkt sind, so daß ein Gelenkparallelogramm gebildet wird.

Um dem Führer während des Fluges zu ermöglichen, die Spannung der Federn *e* beliebig zu regeln, wird der Angriffspunkt der Federn verstellbar gemacht oder es wird eine Hilfsfeder *j* hinzugefügt, die entweder die Feder *e* unterstützt oder ihr entgegenwirkt und die mehr oder weniger gespannt werden kann.

Um dem Führer zu ermöglichen, die Höhensteuer nach Belieben zu steuern, ist ein Steuerhebel *r* angeordnet, der unten drehbar ist und in einen Ring *s* hineinragt, an dem Zugorgane *t* *t*¹ mit eingeschalteten Federn *i* und eine Feder *j* befestigt sind. Bringt der Führer den Steuerhebel *r* und demgemäß den Ring *s* nach links oder nach rechts, so wird dadurch das Höhensteuer mittels der Zugorgane *t* *t*¹ so bewegt, daß in der Querrichtung ein Moment entsteht, das den Flugapparat nach links oder nach rechts zu neigen strebt. Wird der Ring *s* nach vorn geschoben oder zurückbewegt, so wird dadurch der Flugapparat vorn gesenkt oder gehoben.

Anstatt jeden Flügel auf einer entsprechenden Längsachse *b* und *b*¹ zu lagern, kann man sie auch um ein gemeinsames Scharnier *b* schwingen lassen, das in der Ebene der Längsachse des Apparates liegt. Ebenso kann die Feder *e*, wie Fig. 4 in strichpunktierten Linien andeutet, unterstützt oder ersetzt werden durch die Wirkung

Fig. 1.

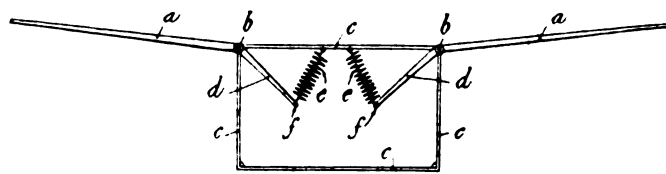


Fig. 2.

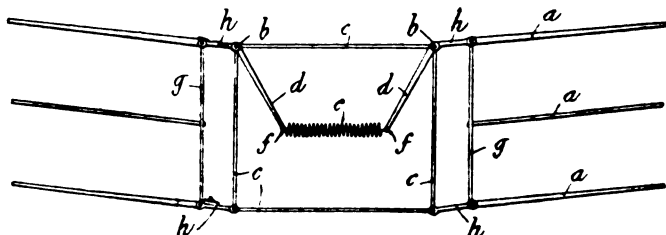


Fig. 3.

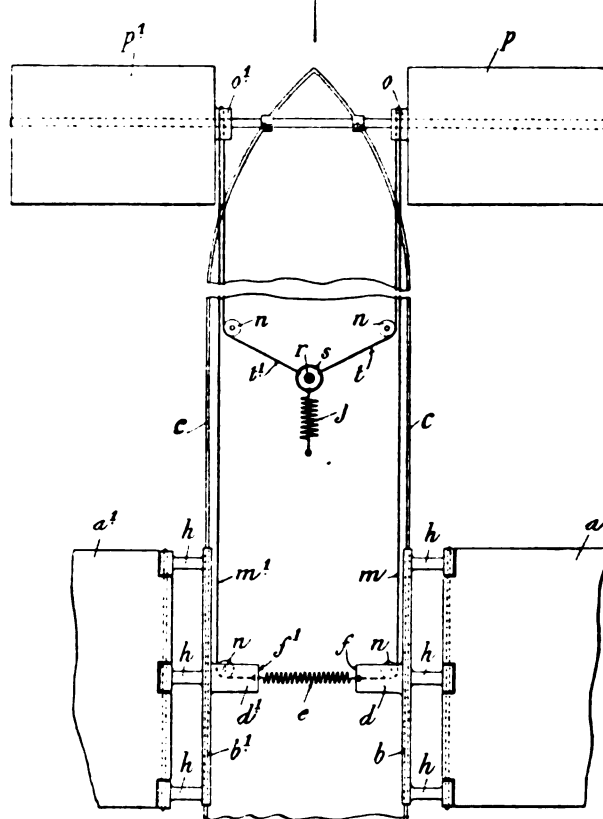
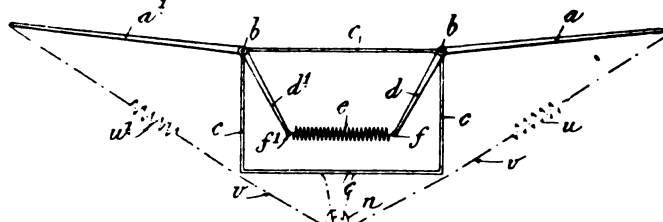


Fig. 4.



Zu Nr. 238 544.

einer oder mehrerer Federn *u* *u*¹, die in ein Zugorgan *v* eingeschaltet sind, das an den beiden Flügeln befestigt und über eine Rolle *n* am unteren Teil des Apparates geführt ist.

Die selbsttätige Bewegung der Höhensteuer kann auch von Hilfsflügeln abgeleitet werden, während die Hauptflügel unabhängig vom Höhensteuer bleiben.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
DR.-ING. F. BENDEMANN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.	PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSEAU	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR. R. EMDEN	DR. FRITZ HUTH	R. KNOLLER	DR. C. RUNGE
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN		PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. S. FINSTERWALDER	GEH. REG.-RAT E. JOSSE	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DARMSTADT

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

16. März 1912.

Heft 5.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlins“.

INHALT:

Windkräfte an ebenen und gewölbten Platten. Drahtwiderstand. Von Dr. Ing. O. Föppl, Aachen. S. 65.
Zur Temperaturverteilung im Innern eines bestrahlten Ballons. Studie des Münchener Vereins für Luftschiffahrt, mitgeteilt von A. Schmauß. S. 63.
Hydraulische Höhensteuerung und Stabilisierung der Flugzeuge. Von Donát Bánki. S. 70.

Ausstellungsberichte. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner und Ing. Ansbert Vorreiter. (Schluß.) S. 74.
Mitflugschau. S. 77.
Patentschau. S. 78.
Bücher-Besprechungen. S. 80.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Windkräfte an ebenen und gewölbten Platten. Drahtwiderstand.

Von Dr. Ing. O. Föppl, Aachen.

(Auszug aus dem Jahrbuch der Motorluftschiff-Studiengesellschaft 1910/11).

In den Berichten aus der Göttinger Modellversuchsanstalt, Jahrg. I Heft 8, 11, 15 und Jahrg. II Heft 7 und 14 sind schon verschiedentlich Resultate von Plattenversuchen mitgeteilt worden. Nachdem nunmehr eine abgeschlossene Arbeit hierüber im Jahrbuch der Motorluftschiff-Studien-Gesellschaft 1910/11 unter dem Titel: „Windkräfte an ebenen und gewölbten Platten“ veröffentlicht worden ist, sollen hier die noch nicht angeführten Ergebnisse auszugsweise wiedergegeben werden.

Wie in den früheren Berichten drücken wir unsere Versuchsergebnisse in dimensionslosen Koeffizienten aus, durch die die für den einzelnen Versuch gewählten besonderen Größenverhältnisse, Geschwindigkeiten usw. eliminiert sind. Es wird dabei vorausgesetzt, daß die Windkräfte proportional der Fläche des Versuchskörpers, dem Quadrat der Windgeschwindigkeit und dem spezifischen Gewicht der Luft sind. Der damit begangene Fehler ist — wenn diese Größen nicht zu klein werden, so daß man dem Gebiet der Laminarreibung¹⁾ zu nahe kommt — nur sehr gering. Die Beziehung zwischen Windkraft und Koeffizient wird nach obigem durch die Gleichung dargestellt:

$$\text{Windkraft} = \zeta \cdot \frac{\gamma v^2}{g} \cdot F,$$

wobei ζ = Widerstandsziffer, F = Plattenfläche, v = Geschwindigkeit und γ = spezifisches Gewicht sind. Bei Flächen wird die Resultierende gewöhnlich in eine Komponente senk-

recht zur Windrichtung — Auftrieb — und in eine Komponente in Windrichtung — Widerstand — zerlegt. Es ist dann entsprechend:

$$\text{Auftrieb} = \zeta_A \cdot F \cdot \frac{\gamma v^2}{g}$$

$$\text{Widerstand} = \zeta_W \cdot F \cdot \frac{\gamma v^2}{g},$$

wobei ζ_A den Auftriebskoeffizient und ζ_W den Widerstandskoeffizient darstellen.

Nach diesen Vorbemerkungen wollen wir zunächst einen kurzen Überblick über die bisher von den verschiedenen Beobachtern an Platten angestellten Versuche bringen. Wir haben zu dem Zweck in Fig. 1 die Messungsergebnisse an ebenen quadratischen Platten abhängig vom Neigungswinkel aufgetragen, da gerade mit diesem Format¹⁾ die meisten Versuche angestellt worden sind. Es interessiert dabei in erster Linie das Verhältnis der Größe der Windkraft einer geneigten Platte zum Widerstand bei 90°. Nun gehen aber schon die Angaben über den Widerstand der senkrecht vom Wind getroffenen Platte um 100% auseinander. Wir haben deshalb, um einen besseren Vergleich zu erhalten, die Ergebnisse auf gleichen Widerstand bei 90° reduziert, indem wir alle Werte einer Serie mit dem gleichen Faktor, der unter der Figur angegeben ist, multipliziert haben. Nicht mit eingetragen sind dabei die Ergebnisse aus Eiffels Versuchsanstalt, die in einer der nächsten Nummern dieser Zeitschrift besonders behandelt werden sollen.

Wie man sieht, stimmen die Ergebnisse für kleine Winkel infolge der Reduktion im allgemeinen sehr gut zusammen.

¹⁾ Es findet sich erst in den Mitteilungen der Brüder Lilienthal über ihre Versuchsergebnisse der Hinweis, daß das Format großen Einfluß auf die Kräfte hat, was von den früheren Experimentatoren nicht beachtet worden ist.

¹⁾ Siehe Fig. 11 (Drahtwiderstand).

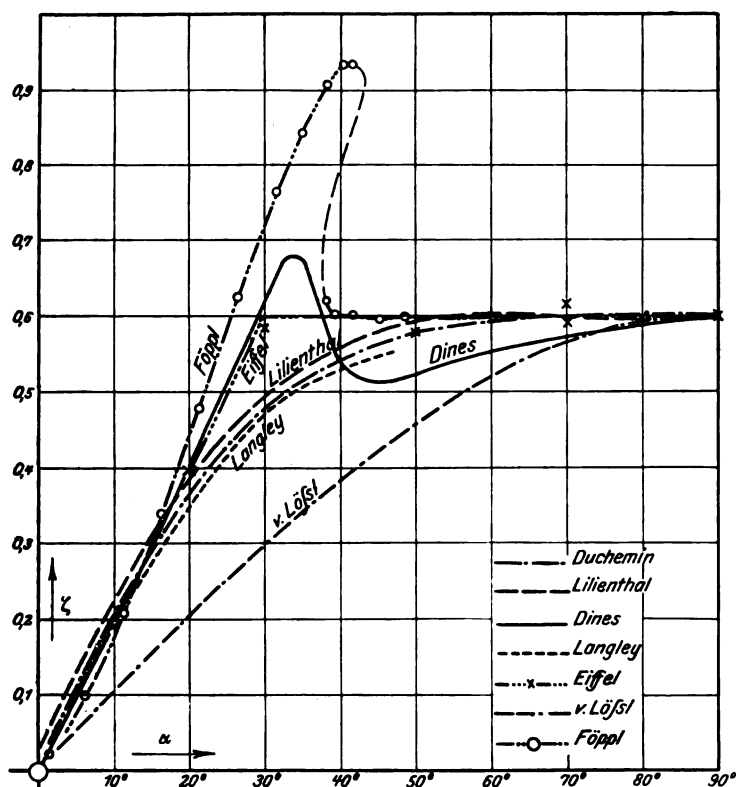


Fig. 1. Werte des Koeffizienten ζ für quadratische Platten. [Die tatsächlich erhaltenen Werte von Duchemin sind mit $\frac{0,60}{0,63}$, die von Lilienthal mit $\frac{0,60}{1,03}$, von Dines mit $\frac{0,60}{0,66}$, von Langley mit $\frac{0,60}{0,68}$, von Eiffel mit $\frac{0,60}{0,61}$, von Löffel mit $\frac{0,60}{1,00}$, von Föppl mit $\frac{0,60}{0,55}$ multipliziert worden, um gleiche Koeffizienten bei 90° zu liefern.]

Für größere Winkel zeigen sich allerdings größere Differenzen. Bezüglich einer eingehenderen Kritik der verschiedenen Versuche muß auf die ausführliche Abhandlung verwiesen werden.

Wir kommen nun zu unseren eigenen Versuchen in der Göttinger Anstalt. Die Messungen wurden in einem Kanal von 2×2 m Querschnitt ausgeführt, in dem ein Schraubenventilator einen gleichförmigen Wind von 2 bis zu 10 m/sec Geschwindigkeit erzeugt. Die Platten haben wir mit Drähten

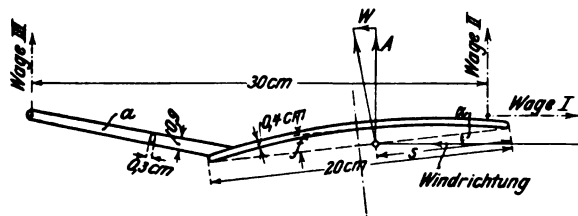


Fig. 2. Querschnitt der Platte.

in dem Kanal aufgehängt und die auftretenden Windkräfte an Hebelwagen abgelesen. Fig. 2 stellt die Seitenansicht einer Platte dar. Die Drähte, die zu der Wage I für Widerstandsmessung und zu den Wagen II und III für Auftriebsmessung führen, sind strichpunktiert eingezeichnet. Fig. 3 zeigt eine schematische Wiedergabe der gesamten Wagenanordnung, die noch eine Schwenkvorrichtung zum Neigen der Platten enthält.

Zur Durchführung einer Messung wurden zuerst bei ruhendem Ventilator die Wagen auf Null eingestellt. Es wurde dann vom Ventilator ein Luftstrom erzeugt, dessen Stärke sich mittels eines geeichten Pitotrohres bestimmen ließ. An den drei Wagen wurde nun die Größe, Lage und Richtung der Windkraft abgelesen.

Auf diese Weise haben wir Platten von verschiedenen Formaten und Wölbungen untersucht.

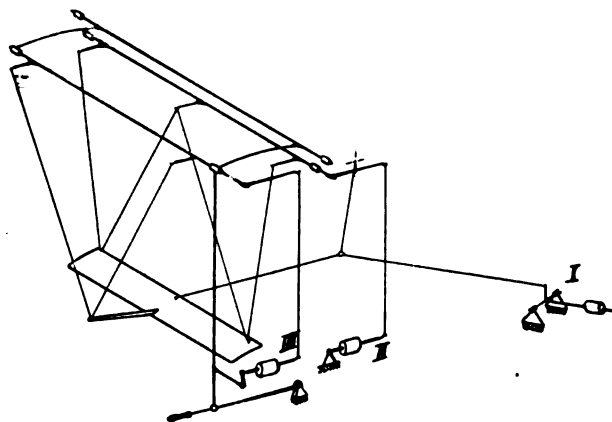


Fig. 3. Perspektivische Ansicht der Plattenaufhängung.

Außer den in den genannten Berichten mitgeteilten Versuchen wurden Messungen an je einer Serie verschieden langer ebener und schwach gewölbter Platten von 12 cm Tiefe ausgeführt. Die dabei gefundenen Auftriebs- und Widerstands-

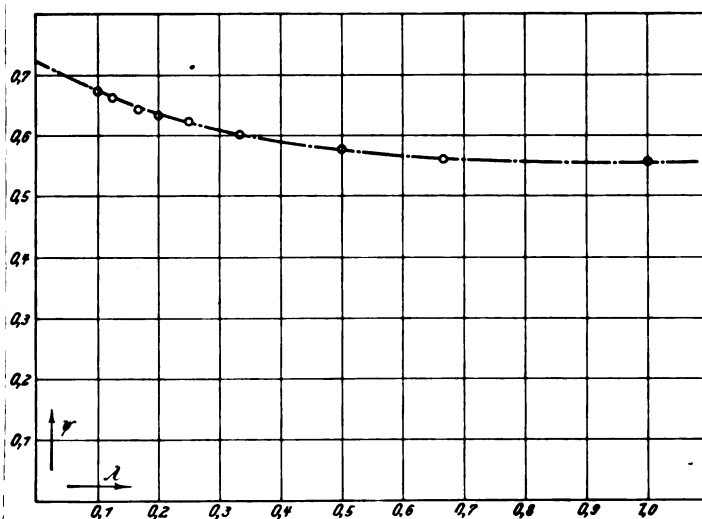


Fig. 10. Widerstand von senkrecht vom Wind getroffenen Platten von verschiedenem Seitenverhältnis.

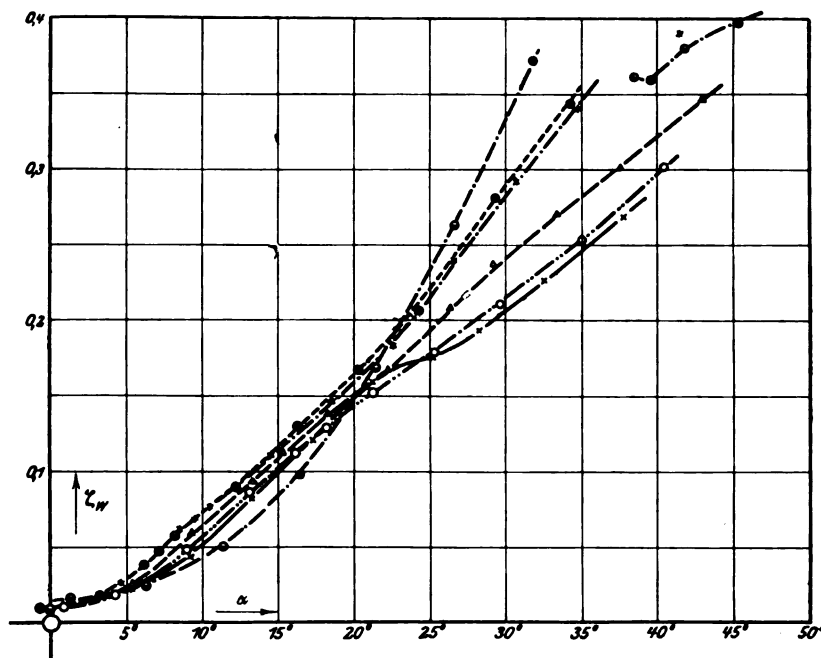


Fig. 5. Widerstand von ebenen Platten verschiedenen Formats abhängig vom Neigungswinkel.

koeffizienten sind in Fig. 4 bis 7 wiedergegeben. Auf das auffällige Verhalten der quadratischen Platte bei 38° bis 42° Neigung — es gibt zwei stabile Strömungen mit um 60 bis 90% verschiedenen Kräfteergebnissen — wurde schon in dieser Zeitschrift, Jahrgang 1910 Heft 8, hingewiesen. Bei 40° Neigung haben wir die beiden Strömungen mittels Salmiaknebel sichtbar gemacht und photographiert (Fig. 8 und 9). Dabei ergibt Strömung nach Fig. 8 die großen und Strömung nach Fig. 9 die kleinen Kräfte. Es wurde ferner der Widerstand von senkrecht vom Wind getroffenen ebenen 7 cm breiten Platten von verschiedenem Format ermittelt und die Ergebnisse in Fig. 10 eingetragen. Die eingezeichnete Kurve entspricht der Formel:

$$\zeta_{90^\circ} = 0,72 - \frac{3}{7 + 5,5 \left(\lambda + \frac{1}{\lambda} \right)},$$

wobei λ das Seitenverhältnis $\frac{\text{große Seite}}{\text{kleine Seite}}$ oder auch $\frac{\text{kleine Seite}}{\text{große Seite}}$ vorstellt.

Auch für die schräg vom Wind getroffenen Platten wurden Formeln aufgestellt, die allerdings nur bei kleinen Neigungswinkeln, dem Gebiet des ersten Kurvenastes in den Figuren, gültig sind.

Bei der ebenen Platte tritt die plötzliche Änderung im Strömungsbild bei etwa 8° ein. Bis dahin ist:

$$\zeta_A = \frac{a}{16 + 54\lambda}$$

und

$$\zeta_W = 0,004 + 0,3 \frac{d}{a} + \sin \alpha \cdot \zeta_A.$$

d bedeutet dabei die Stärke der Platte und a die Tiefe in Stromrichtung, $\lambda = \frac{a}{b}$ das Seitenverhältnis

$\frac{\text{Tiefe}}{\text{Breite}}$, α den Neigungswinkel in Graden. Die Konstante 0,004 rührt von der Oberflächenreibung her. Zur Abschätzung derselben lagen nur wenige Versuche vor, und es mag wohl sein, daß sich der Einfluß der Oberflächenreibung, wenn einmal mehr Versuchsergebnisse vorliegen, in anderer Weise besser berücksichtigen läßt.

Bei den gewölbten Platten kommt als eine weitere Variable das Verhältnis $\frac{\text{Wölbungspfeil}}{\text{Sehne}} = \gamma$ hinzu. Die Formeln werden dadurch natürlich umständlicher. Sie gelten nur von -3° (an dieser Stelle verschwindet der Auftrieb) bis +8° oder 9° und beziehen sich auf Flächen, bei denen γ zwischen 0,015 und 0,1 liegt.

Die Wölbung ist kreisbogenförmig vorausgesetzt. Im übrigen gelten die Bemerkungen, die wir bei den ebenen Platten gemacht haben. Es wird:

$$\zeta_A = (a + 3^\circ) \left(0,32\gamma + \frac{1}{18 + 95\lambda} \right)$$

$$\zeta_W = 0,3 \frac{d}{a} + 0,4\gamma + \frac{0,01}{100\gamma + 1} - 0,006 + 0,0005 a^2.$$

a ist wieder in Graden zu messen. Die Formel für ζ_A liefert für eine bestimmte Platte ein lineares Anwachsen des Auftriebskoeffizienten mit dem Neigungswinkel α . Es sind also die kleinen Krümmungen, die die Kurven in diesem Gebiet bis 8° Neigung aufweisen (siehe Figuren), nicht

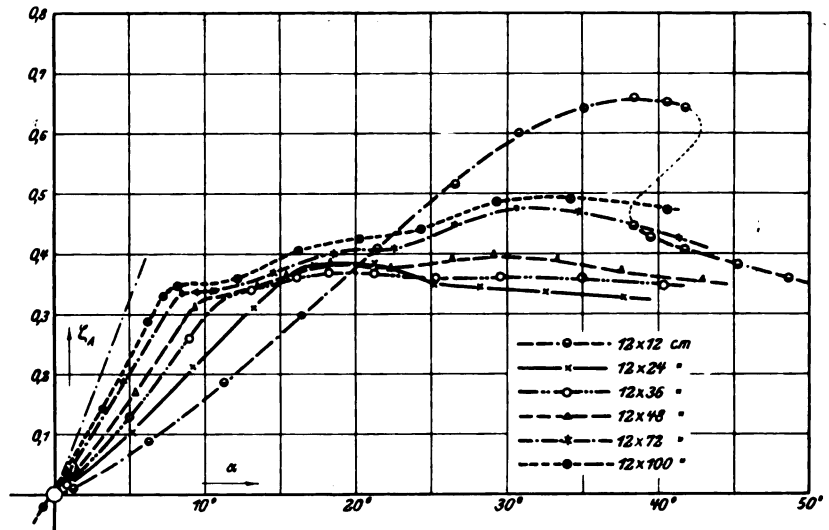


Fig. 4. Auftrieb von ebenen Platten verschiedenen Formats abhängig vom Neigungswinkel.

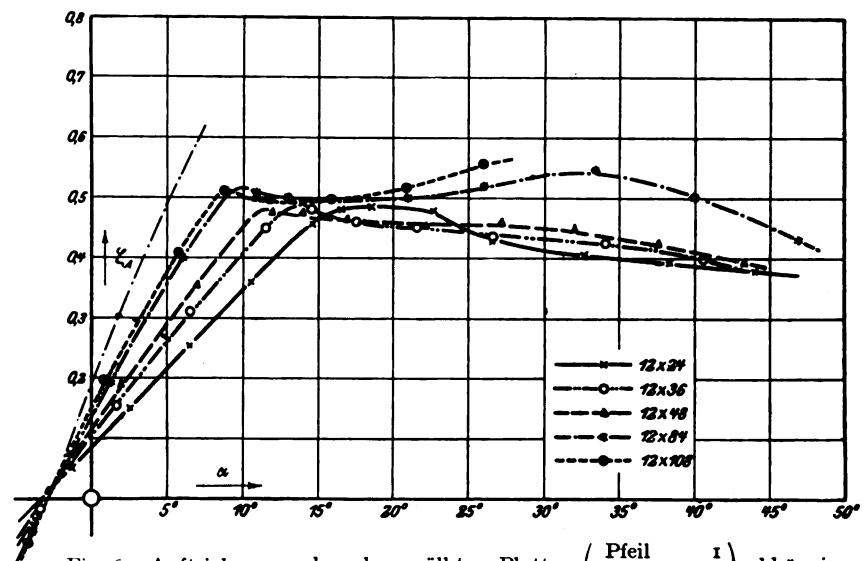


Fig. 6. Auftrieb von schwach gewölbten Platten $\left(\frac{\text{Pfeil}}{\text{Sehne}} = \frac{1}{26} \right)$ abhängig vom Neigungswinkel.

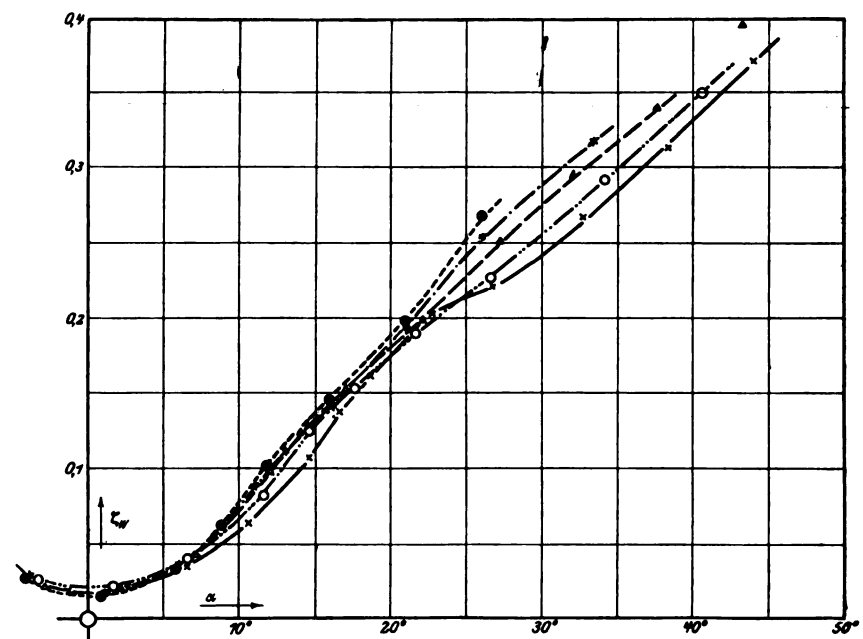


Fig. 7. Widerstand von schwach gewölbten Platten $\left(\frac{\text{Pfeil}}{\text{Sehne}} = \frac{1}{26} \right)$ abhängig vom Neigungswinkel.

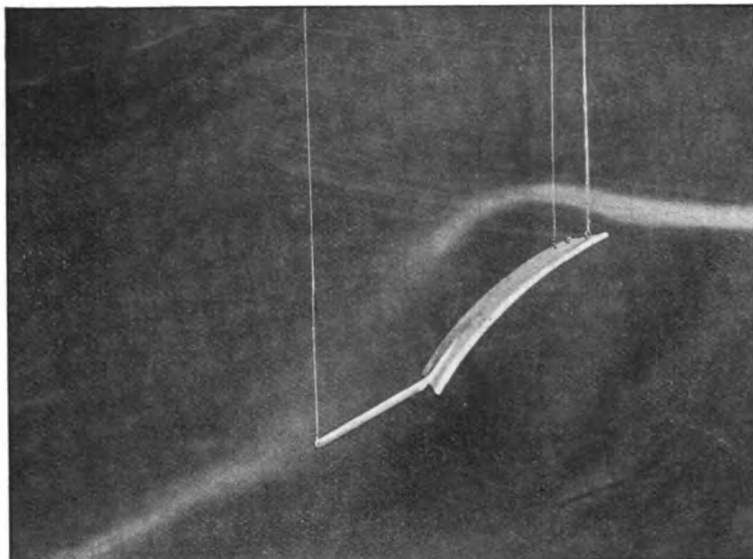


Fig. 8. Strömung um die quadratische Platte bei 40° Neigung — große Kräfte.

berücksichtigt. Bei ζ_W ist das von a^2 abhängige Glied unabhängig von γ und λ angegeben. Wenn das auch nicht vollkommen mit den Tatsachen übereinstimmt, so zeigt doch ein Blick auf die beiliegenden Kurvenblätter, daß der damit begangene Fehler nicht sehr groß ist. Die Abweichung der angegebenen Formeln von unseren Meßwerten ist bei den ζ_A -Werten unter 8% und bei den ζ_W -Werten unter 12%. Sinkt γ unter 0,015 oder steigt es über 0,1 so lassen sich die mitgeteilten Formeln nur mit geringerer Genauigkeit benutzen.

Unsere Versuchsplatten waren im Kanal mit Drähten befestigt. Wenn es sich dabei auch nur um sehr dünne Drähte — 0,15 mm ϕ — handelte, so war es doch nötig, den Widerstand der Aufhängung genau zu ermitteln, um ihn beim Gesamtergebnis zu berücksichtigen. Wir haben deshalb besondere Versuche an Drähten angestellt und die gewonnenen Resultate in Formeln

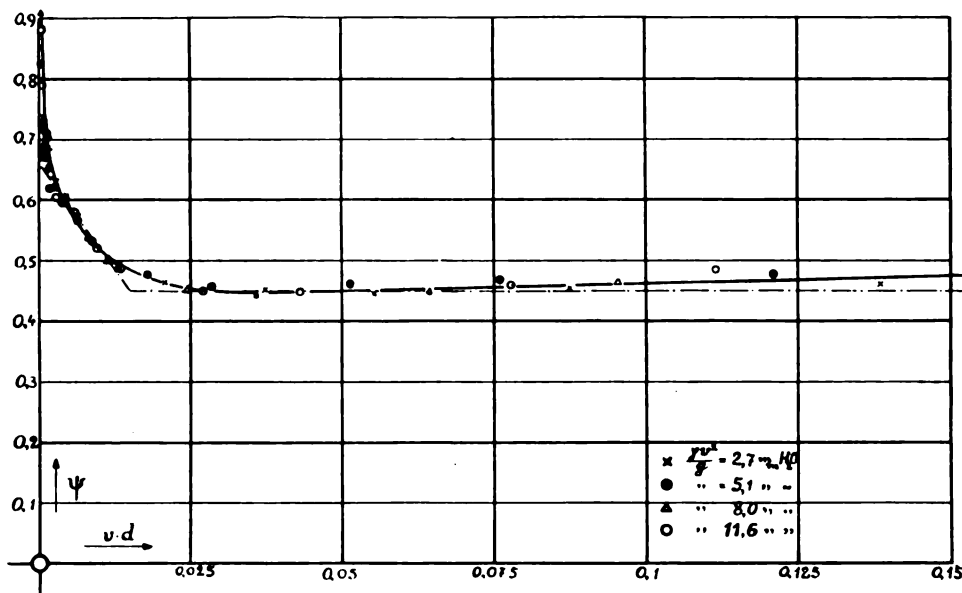


Fig. 11. Widerstand von Drähten abhängig vom Produkt Durchmesser \times Geschwindigkeit.

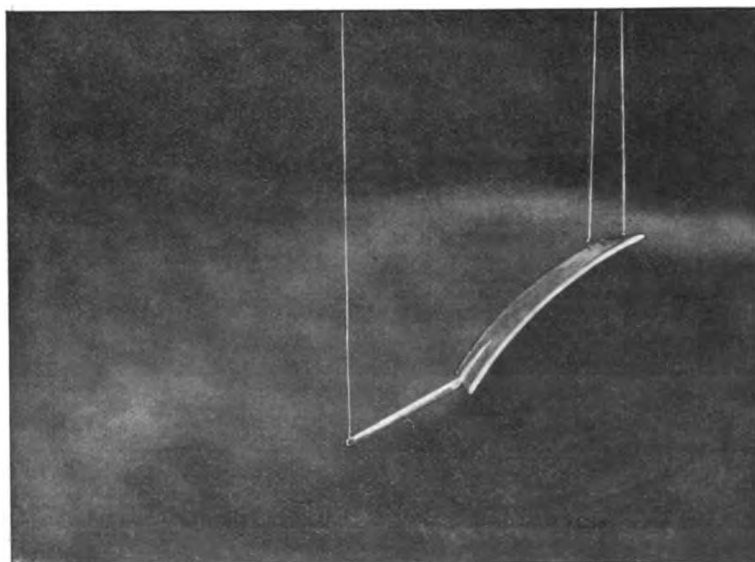


Fig. 9. Strömung um die quadratische Platte bei 40° Neigung — kleine Kräfte.

zusammengefaßt in Heft 20 Jahrgang I veröffentlicht. Wir bringen heute in Fig. 11 eine Kurvendarstellung, in der der Widerstandskoeffizient ψ abhängig vom Drahtdurchmesser und der Windgeschwindigkeit eingetragen ist. Die Regeln der mechanischen Ähnlichkeit lehren, daß zwei Strömungen um ähnliche Körper ähnlich werden — also auch gleiche Koeffizienten liefern — wenn das Produkt aus einer linearen Abmessung l und der Windgeschwindigkeit v dasselbe ist. Wir haben deshalb in Fig. 11 den Drahtwiderstandskoeffizienten abhängig von $v \cdot d$ aufgetragen, wo d der Drahtdurchmesser ist. Die strichpunktierte eingetragene Linie entspricht den früher angegebenen Formeln:

$$\begin{aligned} \psi &= 0,45 & \text{für } v \cdot d &= 0,015 \text{ m}^2/\text{sec} \\ \psi &= 0,66 - 14 [v \cdot d] \text{ m}^2/\text{sec} & \text{für } v \cdot d &= 0,015 \text{ » } \\ & & \text{und } &= 0,001 \text{ » } \end{aligned}$$

Bei den gewöhnlich — z. B. bei Flugmaschinen — vorkommenden Drahtdurchmessern und Geschwindigkeiten kommt das Gebiet mit konstantem Koeffizienten, also $v \cdot d > 0,015 \text{ m}^2/\text{sec}$ in Betracht.

Für diesen Fall ist es in jüngster Zeit Herrn Th. v. Kármán¹⁾ gelungen, auf Grund von theoretischen Betrachtungen über stabile Wirbelkonfigurationen

hinter Hindernissen aus rein kinematischen Messungen über Abstand und Geschwindigkeit der Wirbel einen Wert des Widerstands zu ermitteln, der mit den tatsächlich gemessenen Werten sehr gut übereinstimmt. v. Kármán erhält so den Widerstandskoeffizienten für Drähte zu 0,46. Für den Koeffizienten einer senkrecht vom Wind getroffenen unendlich langen Platte erhält v. Karman 0,80, was mit unserem extrapolierten Wert von 0,72 auch verhältnismäßig gut übereinstimmt.

Zur Temperaturverteilung im Innern eines bestrahlten Ballons.

Studie des Münchener Vereins für Luftschiffahrt, mitgeteilt von A. Schmauss.

Bei den bisher vom Münchener Verein für Luftschiffahrt angestellten Messungen der Füllungstemperatur eines Freiballons²⁾ war im allgemeinen die

¹⁾ Siehe Th. v. Kármán und H. Rubach, Phys. Zeitschr. 1912. (Ein Auszug dieser Arbeit soll in dieser Zeitschrift erscheinen. Die Red.)

²⁾ K. Bassus und A. Schmauß, ds. Zeitschrift 1911, S. 218.

Temperatur des Füllgases nur an einem Punkte im Innern des Ballons ermittelt worden.

Nur einmal erfolgte mit Hilfe eines an einer Schnur langsam abgleitenden, ventilierten Thermographen eine vollständige Durchsondierung vom Ventil zum Füllansatz. Das Durchlaufen der ganzen Strecke nahm bei dem 1440 cbm fassenden Ballon »Pettenkofer« ca. 1 Stunde in Anspruch.

Bei dieser Fahrt hatten sich keine nennenswerten Temperaturdifferenzen zwischen einem nahe am Ventil und nahe am Füllansatz gelegenen Punkte ergeben. Die einzelnen Temperaturwerte, die längs der ganzen Linie registriert wurden, fügten sich zu einem einheitlichen und stetigen Temperaturverlaufe zusammen, so daß es erlaubt schien, die an einem Punkte im Innern des Ballons gemessene Temperatur als für das ganze Füllgas gültig zu betrachten.

Inzwischen hat R. Bletschacher bei zwei Fahrten mit dem 380 cbm fassenden Ballon »Quo vadis« die Versuche wiederholt und dabei Diagramme erhalten, welche über die Temperaturverteilung im Innern eines bestrahlten Ballons weitere Einsicht gewähren.

Die äußeren Bedingungen waren von denen des früheren Experimentes in wesentlichen Punkten verschieden:

	Durchmesser	Füllung	Ballonstoff)
Pettenkofer . .	14,0 m	Leuchtgas	doppelt, Gewicht 280 g/qm
Quovadis . . .	9,0 m	Wasserstoff	einfach, Gewicht 200 g/qm

Zeit des Ablaufs des Instr.

Pettenkofer . . ca. 60 Min.

Quovadis . . ca. 15 Min.²⁾

Hierzu käme noch das verschiedene Verhalten der beiden Ballonstoffe gegen Strahlung, das von Herrn Prof. Knoblauch im Institut für technische Physik geprüft werden wird.

Der erste markante Unterschied gegen die mit Pettenkofer ausgeführte Fahrt war der wesentlich geringere Temperaturüberschuß, den die Füllung des Quo vadis gegenüber der umgebenden Luft erlangte. Während Pettenkofer bei den früheren Winterfahrten Temperaturdifferenzen in der Größenordnung von 30 bis 40° aufwies, blieb bei Quo vadis am 8. Oktober 1911 trotz ungehinderter Einstrahlung die Differenz unter 15°; am 10. Dezember kann der maximale Temperaturüberschuß zu 8° angegeben werden.

Es sei hier nicht weiter erörtert, welcher Ursache die geringere Temperaturdifferenz zuzuschreiben ist, ob der dünneren Hülle, einer geringeren Absorptionsfähigkeit des Ballonstoffs oder, worauf mich Herr Prof. Prandtl gütigst aufmerksam machte, einer besseren Absorption der dunklen Strahlung durch Leuchtgas. Eine besondere Rolle möchte wohl dem letzteren Umstande weniger beizumessen sein, weil — wenigstens im stationären Zustande — jeder im Innern des geheizten Ballons befindliche Körper die Temperatur der Ballonhülle haben sollte.

Als zweites Ergebnis sei hervorgehoben, daß sich im allgemeinen eine Temperaturabnahme vom Ventil zum Füllansatz herausgestellt hat.

Um die Resultate graphisch darzustellen, wurde der ganze Durchmesser in vier ungefähr gleiche Teile geteilt und die Mitteltemperatur ausgeschrieben. In den beiden Diagrammen wurde auf Anregung von Herrn Prof. Prandtl eine zeitliche Darstellung gewählt, welche, trotzdem die einzelnen Messungen nacheinander erfolgten, recht gut den gleichzeitigen thermischen Zustand des Füllgases erkennen lassen. Die Linienführung 1 entspricht dabei dem obersten, die Linienführung 4 dem untersten der vier Teile des vom Ventil zum Füllansatz gehenden Durchmessers.

Wie man aus den Diagrammen erkennen kann, ist nicht immer das erste Viertel auch die Stelle höchster Temperatur, manchmal findet sich dieselbe erst im zweiten Abschnitte.

1) Nach den freundlich erteilten Aufschlüssen der Ballonfabrik A. Riedinger, Augsburg.

2) In Wasserstoff erfolgte der Ablauf etwa 2,6 mal so schnell (auf gleiche Länge reduziert) als in Leuchtgas.

Dieses Ergebnis findet in den Konvektionsströmen seine Erklärung, welche im Innern des bestrahlten Ballons vorhanden sein müssen. Wir können uns davon wohl folgendes Bild machen: Die Stelle W des Ballons, auf welche die Sonnenstrahlen senkrecht auftreffen, wird am meisten erwärmt. Von dort aus setzen die Konvektionsströme ein, welche allmählich das ganze Füllgas ergreifen und — im stationären Zustande — eine in sich geschlossene wirbelähnliche Strömung zustande bringen, deren Symmetrieaxe senkrecht zu der Richtung der einfallenden Sonnenstrahlen liegen wird.

Daß beim Auftreffen von Sonnenstrahlung auf den vorher unbesonnenen Ballon die Konvektionsströme sich erst allmählich von der Stelle W aus »fortarbeiten«, findet in folgender Erfahrung eine direkte Bestätigung: Es ist beobachtet worden, daß bei einem Ballone, der plötzlich in Strahlung kommt (Ausfahrt eines Luftschiffes aus der Halle), aus dem Füllansatz zuerst die über Nacht eingesogene Luft austritt.

Auch unsere beiden Diagramme lassen die Tatsache deutlich erkennen: Wenn man etwa von 10 zu 10 Minuten die

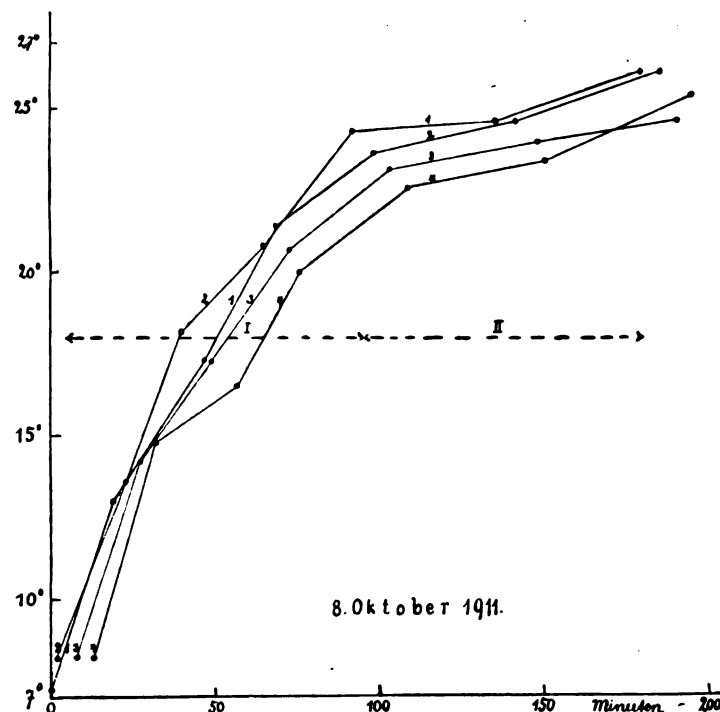


Diagramm 1.

jeweils bestehende augenblickliche Temperaturdifferenz abgreift, die zwischen einem oberen und unteren Punkte des Füllgases besteht, kann man die Werte trennen in die Zeit des raschen Temperaturanstieges I und in die Zeit II, in welcher die Temperatur des Füllgases nahe an ihren Maximalwert herangekommen war.

Dann ergibt sich folgendes mittlere Temperaturgefälle vom Ventil zum Füllansatz:

	am 8. Oktober 1911	am 10. Dezember 1911
in I	2,6°	2,2°
in II	1,8°	1,8°
Gesamtmittel . . .	2,2°	2,0°

Man ersieht daraus, daß im ersten Teile der Registrierung, in welchem die Konvektionsströme noch nicht ihre volle Ausbildung erlangt haben werden, ein größeres Temperaturgefälle besteht als bei voller Ausbildung der Strömung. Ob der Wert 1,8° für das nahezu stationäre Stadium nur zufällig bei beiden Fahrten sich ergab, oder etwa eine Konstante des Ballons darstellt, bleibt weiteren Untersuchungen vorbehalten.

Ergebnis: Unter dem Einflusse einer Bestrahlung des Ballons treten im Innern desselben Konvektionsströme ein, welche von der Temperaturdifferenz hervorgerufen werden,

die zwischen der erwärmten (W) und der von der Sonne abgewandten Ballonwand besteht. Diese Konvektionsströme breiten sich erst allmählich von der Stelle W des Ballons über das ganze Balloninnere aus. Eine Folge dieser Konvektionsströme ist ein Temperaturgefälle im Innern des Füllgases in der Richtung Ventil—Füllansatz. Der Betrag desselben ist im Verhältnis zu dem Temperaturüberschuß, den das Füllgas annimmt, verhältnismäßig klein und scheint von den physikalischen Eigenschaften der Ballonwand abhängig zu sein.

Der Ausdruck »Temperaturgefälle« wurde absichtlich statt des Ausdruckes »Schichtung« gewählt, weil man in der Meteorologie gewohnt ist, von Schichtung nur bei Abwesenheit von Vertikalströmungen zu reden, während im Ballon gerade sehr lebhaft Konvektionsvorgänge angenommen werden müssen. Das experimentelle Studium derselben werden die Herren Bassus und Bletschacher aufnehmen.

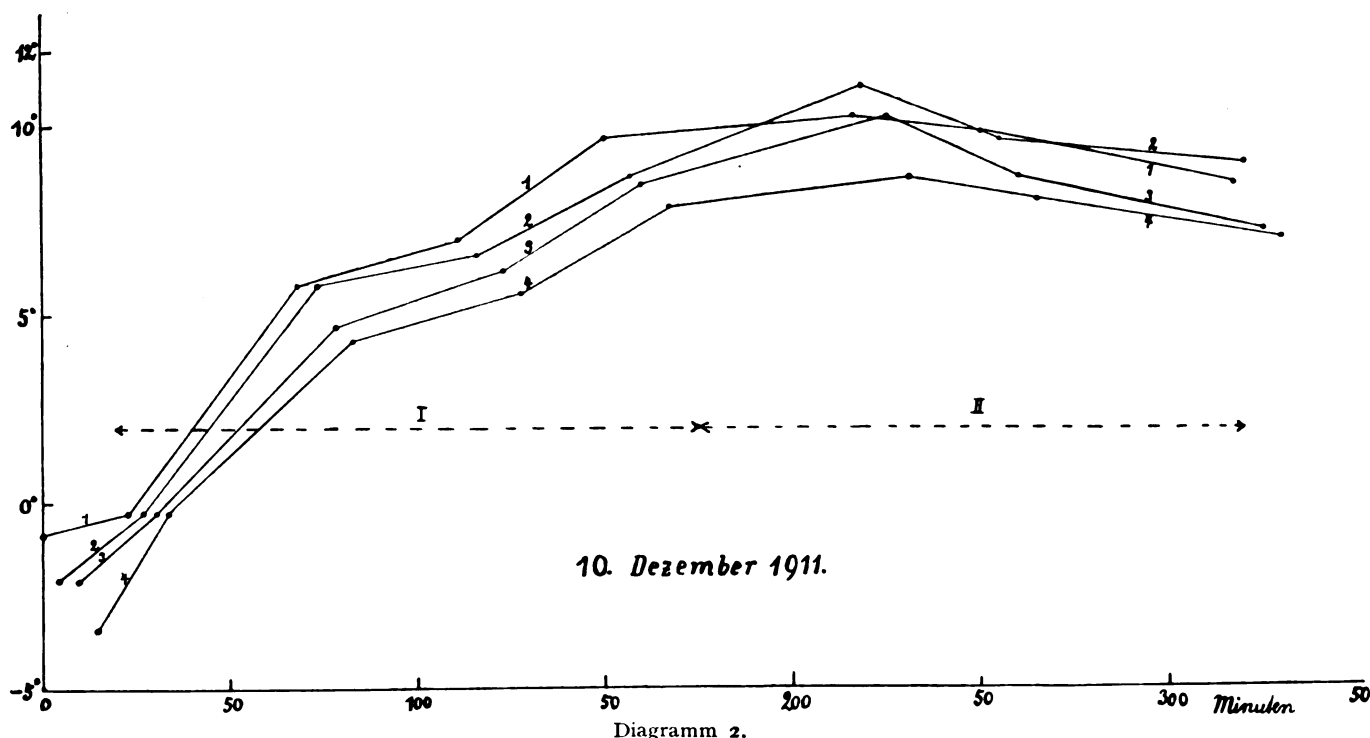
Für die Praxis der Ballonführung wird man aussprechen können, daß die etwa in der Mitte des Ballons gemessene Temperatur als Mitteltemperatur des ganzen Füllgases betrachtet werden darf.

Die Fahrten mit Quo vadis und Pettenkofer, deren Füllungstemperaturen bisher unter verschiedenen meteorologischen

Bei nicht stürmischer Luft kann das Gleichgewicht ebenso wie am Fahrrad durch Richtungsänderungen aufrecht erhalten werden und es kann durch praktische Übung dahin gebracht werden, daß die Seitenstabilisierung durch instinktmäßige Handhabung des Seitensteuers geschieht, wobei die Aufmerksamkeit nicht ermüdet und die Führung auch körperlich nicht anstrengend ist. Solange der Motor regelrecht arbeitet, verursacht dem Fahrer auch die Handhabung des Höhensteuers keine Schwierigkeit.

Schwierigkeiten werden aber um so mehr bei stürmischer Luft empfunden, wobei die Verwickeltheit der Handhabung der gebräuchlichen Steuereinrichtungen die persönliche Fertigkeit und Geschicklichkeit aufs äußerste in Anspruch nimmt. In diesen Fällen wäre eine Entlastung des Führers durch irgendwelche Vereinfachungen der Handhabungen unbestreitbar sehr erwünscht. Aus diesem Wunsche entstanden automatische Vorrichtungen, die bestimmt wären, die Stabilisierung aus der Hand des Führers zu nehmen und sie durch maschinelle Vorrichtungen verrichten zu lassen.

Von vielen Seiten wird aber einer automatischen Vorrichtung von vornherein die Fähigkeit abgesprochen, so schnell und energisch eingreifen zu können, als die menschliche



Verhältnissen gemessen wurden, legen immer deutlicher den Gedanken nahe, den Ballon als Strahlungsmesser zu verwerten. Es wird allerdings eine schwierige Aufgabe sein, den maximalen Temperaturüberschuß, den das Füllgas unter dem Einflusse von Sonnenstrahlung annimmt, als Funktion derselben darzustellen.

Hydraulische Höhensteuerung und Stabilisierung der Flugzeuge.

Von Donát Bánki.

Vom Gesichtspunkte der Führung ist das Fahrzeug, welches auf Gleisen läuft, das allereinfachste, weil dabei der Führer weder auf Einhaltung der Fahrtrichtung, noch auf Aufrechterhaltung des Gleichgewichtes zu sorgen hat und seine Aufgabe auf das Anlassen und Abstellen sich beschränkt. Beim Automobil kommt hierzu die Aufgabe der Steuerung in einer Ebene, beim Fahrrad noch die Erhaltung des Gleichgewichtes um die Längsachse, während die Luftfahrzeuge unter allen die verwickeltste Aufgabe an den Führer stellen, indem ihre Richtung in drei Dimensionen und ihr Gleichgewicht wie um die Längs- so auch um die Querachse durch den Führer aufrechtzuerhalten ist.

Geschicklichkeit hierzu fähig ist und als dieses Eingreifen die Bekämpfung der rasch wechselnd auftretenden Windstöße erfordern. Mit Hinweis auf diese Voraussetzung und darauf, daß geübte Flieger bei Windstille auch mit der gebräuchlichen Steuerungseinrichtung leicht arbeiten, wird von mancher Seite die Behauptung ausgesprochen, automatische Einrichtungen wären am Flugfahrzeug gar nicht am Platze.

Gegen diese Auffassung läßt sich aber einwenden, daß Erlernen und Übung, bis die Handhabungen instinktmäßige werden, sehr mühsam, gefährvoll und wegen Maschinenbrüchen zumeist kostspielig sind, und daß Mißgriffe, die schwere Unglücksfälle verursachen, erfahrungsgemäß auch bei geübten Fahrern vorkommen. Die Voraussetzung, oder besser gesagt die Voreingenommenheit, gegen automatische Einrichtungen betreffend, kann auf die hydraulische Regulierung der Turbinen hingewiesen werden, wo die Geschwindigkeiten noch so kräftiger Maschinen zwischen sehr engen Grenzen gehalten werden, auch noch in den äußersten Fällen plötzlicher voller Entlastung und Belastung; eine so verlässliche genaue und energische Regulierung, wie diese maschinelle ist, könnte keine menschliche Aufmerksamkeit und Geschicklichkeit bewerkstelligen. Die Stabilisierungsaufgabe ist mit der der hydraulischen Regulierung der Turbinen überhaupt nahe ver-

wandt. Hier wie dort besteht die Aufgabe darin, wechselnde, zufällige Kräfte, die das Gleichgewicht — dort der Geschwindigkeit, hier der geodätischen Lage der Maschine — stören, durch entgegengesetzt wirkende Kräfte aufzuheben. Diese ausgleichenden Kräfte werden bei der Turbine durch Öffnen und Schließen der Leitkanäle der jeweiligen Belastung entsprechend reguliert, bei dem Aeroplan entstehen die ausgleichenden Kräfte durch Verstellen oder Verwinden von Tragflächen. Bei der Regulierung der modernen Turbine verrichtet die Arbeit des Öffnens und Schließens der bestens bewährte hydraulische Servomotor.

Die Arbeit der Verstellung oder Verwindung der Steuerflächen des Aeroplanes kann offenbar ebenfalls durch ein Relais oder durch irgendeinen Servomotor verrichtet werden.

Das Transmissionsrelais erscheint ausgeschlossen wegen seiner verhältnismäßig langsamen Wirkungsweise, durch seine Kompliziertheit und, was im vorliegenden Falle von besonderer Wichtigkeit ist, wegen seines großen Gewichts.

Der Servomotor kann mit Wasser oder mit Luft betrieben sein. Ich halte für vorliegenden Zweck den hydraulischen Servomotor für geeigneter, weil nur mit einer unzusammendrückbaren Flüssigkeit Bewegungen sehr rasch eingeleitet werden können und weil nur bei einem solchen Servomotor elastische Nachwirkungen vermieden sind. Für den hydraulischen Servomotor spricht auch noch der Umstand, daß hohe Flüssigkeitspressungen mit einer kleinen Pumpe leicht hergestellt werden können, hingegen für Preßluft ein großer Kompressor nötig wäre. Ein hydraulischer Servomotor erhöht das Gewicht des Aeroplanes nicht erheblich.

Der Servomotor besteht aus einem Zylinder und Kolben, von denen einer fest, der andere beweglich ist und mit den Stabilisierungsflächen in Verbindung steht, so daß seine Bewegungen auf diese übertragen werden.

Die Zuleitung der unter Druck stehenden Flüssigkeit und die Ableitung des Abwassers wird durch einen Verteilungsschieber bewerkstelligt, der bei einer vom Führer eingestellten Stellung der Maschinenachse in Mittellage sich befindet, wobei er die Zuflußkanäle zum Servomotor deckt, sobald aber durch irgendeine Störung des Gleichgewichtes die Maschinenachse von der gewollten Stellung sich zu entfernen beginnt, wird mittels geeigneter Organe diese Bewegung auf den Schieber übertragen; der Schieber verläßt seine Mittellage und läßt durch die freigestellte Kanalöffnung Druckflüssigkeit in den Servomotor, der hierauf in Bewegung kommt und der Stabilisierfläche die zur Erzeugung der Ausgleichkräfte erforderliche Neigung gibt.

Der Gedanke, hydraulische Einrichtungen zum Zwecke einer automatischen Steuereinrichtung zu verwenden, ist von den in Tausenden und Tausenden Ausführungen bewährten hydraulischen Turbinenregulatoren entlehnt, hierzu gerechnet die Pumpe, die das Druckwasser zu fördern hat, sei sie der Einfachheit wegen durch den Propellermotor oder aber durch einen besonderen Motor angetrieben. In ihrem weiteren Aufbau muß aber naturgemäß die Stabilisierereinrichtung von der Konstruktion des hydraulischen Regulators abweichen. Bei der hydraulischen Reguliereinrichtung ist die Lage des Servomotors fest und kann somit jede Bewegung der Regulatorhülse auf den Verteilungsschieber ohne weiteres übertragen werden; hingegen gibt es an der Flugmaschine keine festen Lagen, von welchen aus die Ausschläge der Maschinenachsen auf den Verteilungsschieber übertragen werden könnten. Solche gegen die Erdoberfläche unveränderliche Richtung muß erst geschaffen werden; ist eine solche hergestellt, so können die Relativbewegungen des Fahrzeuges zu dieser Richtung ebenso wie die Hülsenbewegungen beim Regulator auf den Schieber übertragen werden. Es fragt sich nur, ob und wie eine solche zur Erdoberfläche unveränderliche Richtung geschaffen werden kann.

Es steht uns nur eine Kraft zur Verfügung, deren Richtung zur Erde unveränderlich ist, das ist die Schwerkraft. Die Richtung dieser Kraft nimmt das Pendel an und in einer hierzu senkrechten Ebene stellen sich die Flüssigkeitsspiegel in kommunizierenden Gefäßen ein. Als selbstverständlich erscheint es nun, und es wird wohl der erste Gedanke eines jeden Konstrukteurs sein, die benötigte geodätische Richtung irgendwie durch die Schwerkraft eines festen Körpers oder

einer Flüssigkeit festzustellen. Bei der konstruktiven Ausarbeitung dieses so nahe liegenden Gedankens stößt man aber auf um so größere Schwierigkeiten, je mehr man sich in die Sache vertieft. Diese, wie ich vermute, unüberwindlichen Schwierigkeiten bestehen darin, daß Massenwirkungen Schwingungen hervorrufen, die nur auf Kosten der Empfindlichkeit der Einrichtung zu hemmen wären. Die Erkenntnis dieser Schwierigkeiten haben mich veranlaßt, bei der Konstruktion einer neuen Stabilisierereinrichtung den Grundgedanken, die geodetische Richtung durch Schwerkraftwirkung herzustellen, gänzlich fallen zu lassen und die neue Konstruktion auf folgenden Gedankengang zu gründen.

Es mag die maschinelle Stabilisierungseinrichtung wie immer sein, es muß dem Führer vollkommene Freiheit überlassen bleiben, das Fahrzeug in jedem Augenblick beliebig einstellen zu können, damit er ungehindert steigen, sinken und in Kurven fahren kann. Zu diesem Zwecke muß für alle Fälle in die Hand des Führers irgendein leicht zu handhabendes Stellzeug gegeben werden, womit er durch entsprechende Bewegung die beabsichtigte Einstellung einleiten kann. Diese Stellung können wir auch unmittelbar auf den Verteilungsschieber des Servomotors einwirken lassen und somit die Vermittlung des Pendels oder des kommunizierenden Gefäßes weglassen, wenn wir darauf verzichten, daß der Führer nach erfolgten Einstellungen das Fahrzeug sich selbst überlassen könne.

Der Umstand, daß der Fahrer die Gleichgewichtsstellung seines Fahrzeuges fortwährend kontrollieren muß, bedeutet für ihn keine besondere Belastung, wenn das Seitensteuerrad, welches er ohnehin nicht aus der Hand lassen kann, gleichzeitig als Stellzeug für die Servomotoren ausgebildet wird. Konstruktiv habe ich diese Aufgabe so gelöst, daß ich das Steuerrad um alle drei Hauptachsen drehbar gemacht habe; durch Drehung um die senkrechte Achse wird das Seitensteuer unmittelbar gestellt, durch Drehung um die Längsachse der Servomotor für das Höhensteuer und durch Drehung um die Querachse der andere Servomotor, der zur Aufrechterhaltung des Seitengleichgewichtes bestimmt ist, angelassen. Durch diese Anordnungen wird die denkbar einfachste Handhabung erzielt; der Führer hat nur mit einem Steuerrad zu tun, womit er sein Fahrzeug wie ein Automobil lenkt, mit dem Unterschied jedoch, daß er die Ebene des Steuerrades in der Stellung hält, in welcher er die Ebene des Fahrzeuges zu haben wünscht, denn die Servomotoren haben die Aufgabe, das Fahrzeug immer nahezu parallel zu dem Steuerrade einzustellen. Die große Bequemlichkeit und Sicherheit gegenüber der gebräuchlichen Steuerung besteht darin, daß der Fahrer bei der neuen Einrichtung seinen Willen, dem Fahrzeug eine bestimmte Lage zu geben, bloß anzudeuten hat, die mit der größten Pünktlichkeit sofort ausgeführt wird und für die Aufrechterhaltung der bestimmten Lage der Fahrer nicht mehr zu sorgen hat. Man könnte die Steuerung mit der neuen Einrichtung als eine bloß qualitative bezeichnen im Gegensatz zu der jetzt gebräuchlichen quantitativen.

Mit dem Servomotor und mit der Verbindung seines Verteilungsschiebers mit dem Steuerrad ist aber die Konstruktion noch nicht vollendet. Damit nach Gleichgewichtstörungen durch Überregulierung keine Schwankungen auftreten, muß die Konstruktion unbedingt noch mit einem Maschinenorgan ergänzt werden, das auf dem Prinzip der sog. »Rückführung« beruht. Um dieses Prinzip zu erklären, betrachten wir die Wirkungsweise eines Servomotors, dessen Verteilungsschieber unmittelbar mit dem Steuerrad verbunden wäre und setzen zur Einfachheit halber voraus, daß das Steuerrad wagerecht gestellt und während des folgenden Vorganges in dieser Stellung gehalten sei, und daß, wie es sein soll, die Maschine sich ebenfalls in wagerechter Lage befinde. Nun sollen auf die Maschine äußere Kräfte einwirken, welche sie aus der wagerechten Lage bringen. Durch die erfolgte relative Bewegung der Maschine zum Steuerrad beginnt der Servomotor, die Steuerflächen zu verstellen, wodurch neue Kräfte geweckt werden, welche den ersten Kräften entgegengesetzt wirken. Die ausgleichenden Kräfte wachsen während der Wirkung des Servomotors, bis sie die ersten ausgleichen. In diesem Moment wo die Kräfte sich bereits ausgeglichen haben, wo also Gleichgewicht herrscht, wird aber der Servomotor nicht abgestellt,

sondern er wirkt weiter und verstellt weiter die Steuerflächen so, daß größere Kräfte erzeugt werden, als zum Ausgleich notwendig wäre. Die durch die äußeren Kräfte gekippte Maschine wird also in die wagerechte Stellung zurückgeneigt. So lange bis die Maschine ihre wagerechte Stellung erhält, vergrößern sich aber die ausgleichenden Kräfte fortwährend, und zwar über das Maß, bei welchem sie den äußeren Kräften gleich waren. In der wagerechten Maschinenstellung wird nun durch die Verbindung des Verteilerschiebers mit dem Steuerrad der Servomotor ausgelöst, trotzdem kommt aber

abermals nicht im Gleichgewichte sind. Es ist leicht einzusehen, daß dieses Spiel sich ins Unendliche wiederholt, daß die Maschine in Schwingungen gerät und niemals in Ruhe kommt.

Zur Vermeidung von Schwingungen von der beschriebenen Art, also als Bedingung einer sicheren Stabilisierung, muß sich der Verteilungsschieber in Mittelstellung befinden in dem Moment, in dem die Kipprichtung im Begriffe ist, sich zu ändern. Der Servomotor soll also nicht in der ursprünglichen Lage der Maschine ausgelöst werden, sondern dieser vorangehend, in irgendeiner schrägen Lage, welche Lage

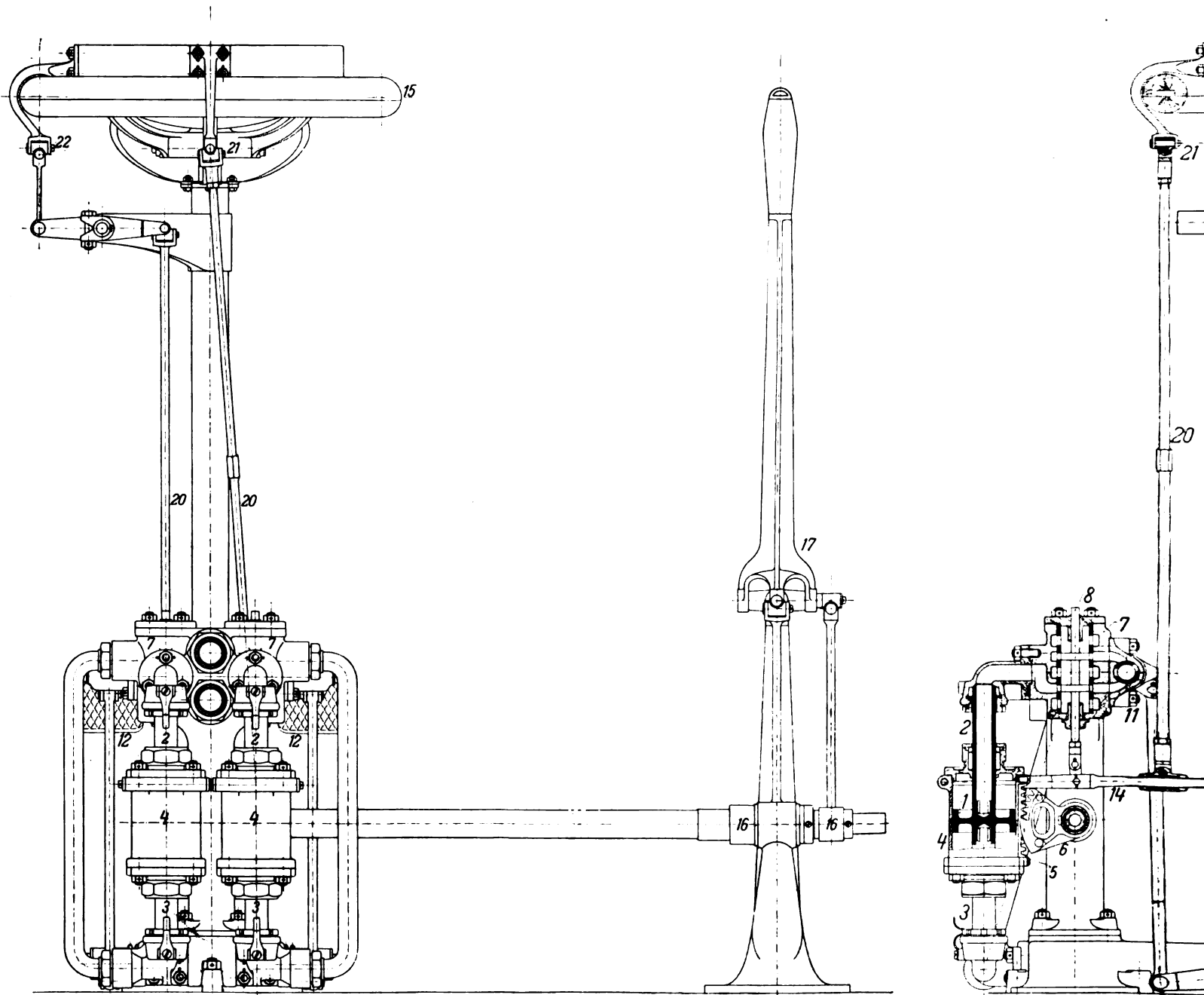


Fig. 1.

die Maschine in dieser wagerechten Lage nicht zur Ruhe, weil ja hierfür die Gleichgewichtsbedingung nicht erfüllt ist; die ausgleichenden Kräfte sind ja größer als die äußeren Kräfte. Die Maschine muß also in entgegengesetzter Richtung kippen. Der Servomotor tritt hierauf sofort, ebenfalls in entgegengesetzter Richtung wie früher, in Wirksamkeit, infolgedessen die ausgleichenden Kräfte verringert werden, bis sie den äußeren Kräften das Gleichgewicht halten. Von da an wendet sich die Bewegung der Maschine wieder gegen die wagerechte Richtung, bei welcher der Servomotor wieder ausgeschaltet wird, ohne aber hier in Ruhe zu kommen, weil die Kräfte

jedoch bei einem rasch wirkenden Servomotor von der ursprünglichen nur wenig abweichen wird. Diese geringe Abweichung ist aus praktischem Gesichtspunkte ganz belanglos.

Die von mir gewählte Konstruktion der Rückführung ist dadurch gekennzeichnet, daß ein Hebel vorhanden ist, mit dessen drei Drehpunkten das Stellzeug, der Verteilungsschieber und der Servomotorkolben verbunden sind. Es sollen diese drei Punkte mit *a*, *b*, *c* bezeichnet werden. Beim Kippen der Maschine bewegt zunächst das Stellzeug den Punkt *a* und dreht den Hebel um den Punkt *c*, so daß der Schieberpunkt aus der Mittelstellung gebracht wird. Hierauf bewegt

sich der Servomotorkolben und mit ihm auch Punkt *c*, wobei der Hebel um den Punkt *a* gedreht wird. Während aber der Stellzeugpunkt *a* sich in Bewegung befindet, kann der Punkt *b* seine Mittelstellung nie erreichen, weil er durch die Bewegung um *c* als Momentandrehpunkt immer wieder aus der Mitte gebracht wird. In dem Augenblick aber, wenn das Stellzeug sich nicht mehr bewegt, d. h. also in dem Augenblicke, wo das Neigen der Maschine aufhört, erfolgt eine Drehung des Hebels um den momentan festen Punkt *a*; der Schieber kommt in seine Mittelstellung und damit ist die Tätigkeit des Appa-

die Längs-, der andere für die Seitenstabilisierung) gehörenden Segmentwellen sind konzentrisch angeordnet. Der Verteilungsschieber ist als Kolbenschieber 8 ausgeführt, der in dem Verteilerkasten 7 vom Hebel 14 aus bewegt wird. Der zweite Drehpunkt dieses Hebels befindet sich auf dem Servomotorzylinder, und sein dritter Drehpunkt ist durch die Stange 20 mit einem Teller 19 verbunden, der von dem Steuerrad getragen wird und jede Bewegung des Rades mit Ausnahme der Drehbewegung um die senkrechte Achse mitmacht. Die Verbindungspunkte der Stangen 20 mit 21 und 22



2.

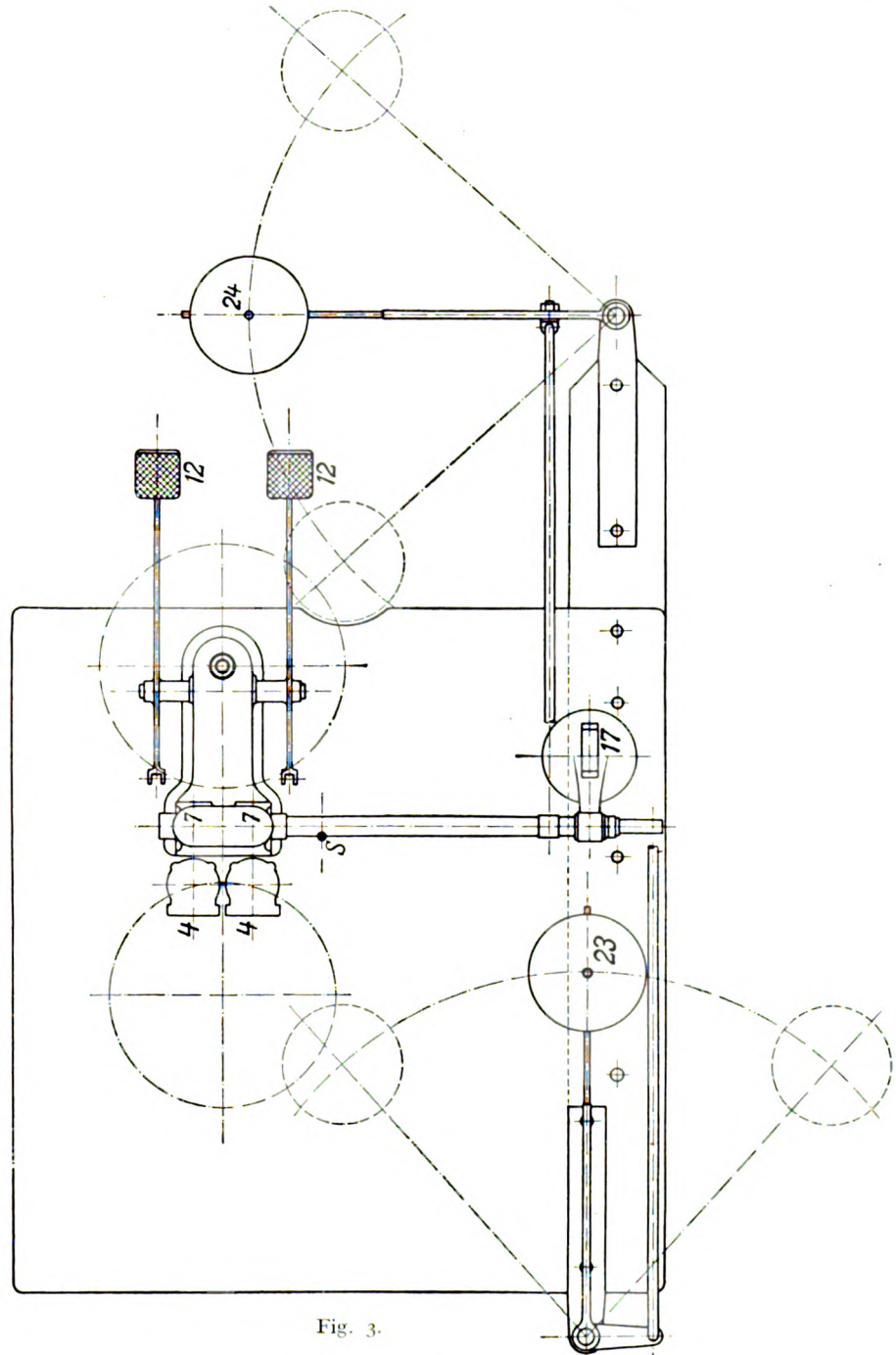


Fig. 3.

rates bis keine Störung wieder vorkommt, einstweilen eingestellt.

Die Konstruktion der Steuereinrichtung, die außer der Pumpe aus dem Servomotor, aus dem Stellzeug und aus der Rückführung besteht, ist aus Fig. 1 und 2 zu ersehen. Der Servomotorkolben 1 ist fest, durch dessen Stangen 2 und 3 die Flüssigkeit zu- und abgeführt wird. Der Servomotorzylinder 4 bewegt sich auf und ab und nimmt mit einer daran befestigten Zahnstange 5 ein Zahnsegment 6 mit, dreht die Zahnsegmentwelle, auf welcher ein Stellhebel 16 oder eine Seilrolle festsetzt. Die zu den zwei Servomotoren (der eine für

stehen unter rechtem Winkel gegeneinander. Die Hähne 11 dienen dazu, eine Kommunikation zwischen den oberen und unteren Zylinderseiten herzustellen, wenn die hydraulische Einrichtung aus irgendeiner Ursache ausgeschaltet werden sollte. Für diesen Fall genügt es, die Fußhebel 12 anzudrücken, worauf die Hähne die Kommunikation herstellen, worauf die Steuerung von der hydraulischen Einrichtung unbehindert, nach der heute üblichen Art mit dem Handhebel 17 ausgeführt werden kann. Nach Loslassen der Fußhebel übernimmt die Steuerungsarbeiten wieder die maschinelle Einrichtung. Das mit einem Hookeschen Schlüssel an der Seitensteuerwelle

gekuppelte Steuerrad ist durch drei schwache Federn 25 gestützt.

Diese sich so einfach und kompendiös gestaltete Einrichtung, die sich an jedem Luftfahrzeug leicht anmontieren läßt, ist in Ausführung begriffen. Nach Fertigstellung gedenke ich den Apparat für Probe- und Demonstrationszwecke auf ein Brett aufzumontieren, welches (Fig. 3) bloß an einem Punkt *S* unterstützt werden wird und mit den Stellhebeln 16 der Fig. 2 Gewichte 23 und 24 verstellt. Vor dem Steuerrad soll der Führer Platz nehmen und sich durch die von den Servomotoren gelenkten Gewichte im Gleichgewicht halten lassen.

Ausstellungsberichte.

Technisches vom dritten Pariser aeronautischen Salon.

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner und Ing. Ansbert Vorreiter. (Schluß.)

Zweidecker.

Sommer.

Der neue Zweidecker von R. Sommer zeigt eine Reihe von wesentlichen Neuerungen gegenüber den früheren Typen

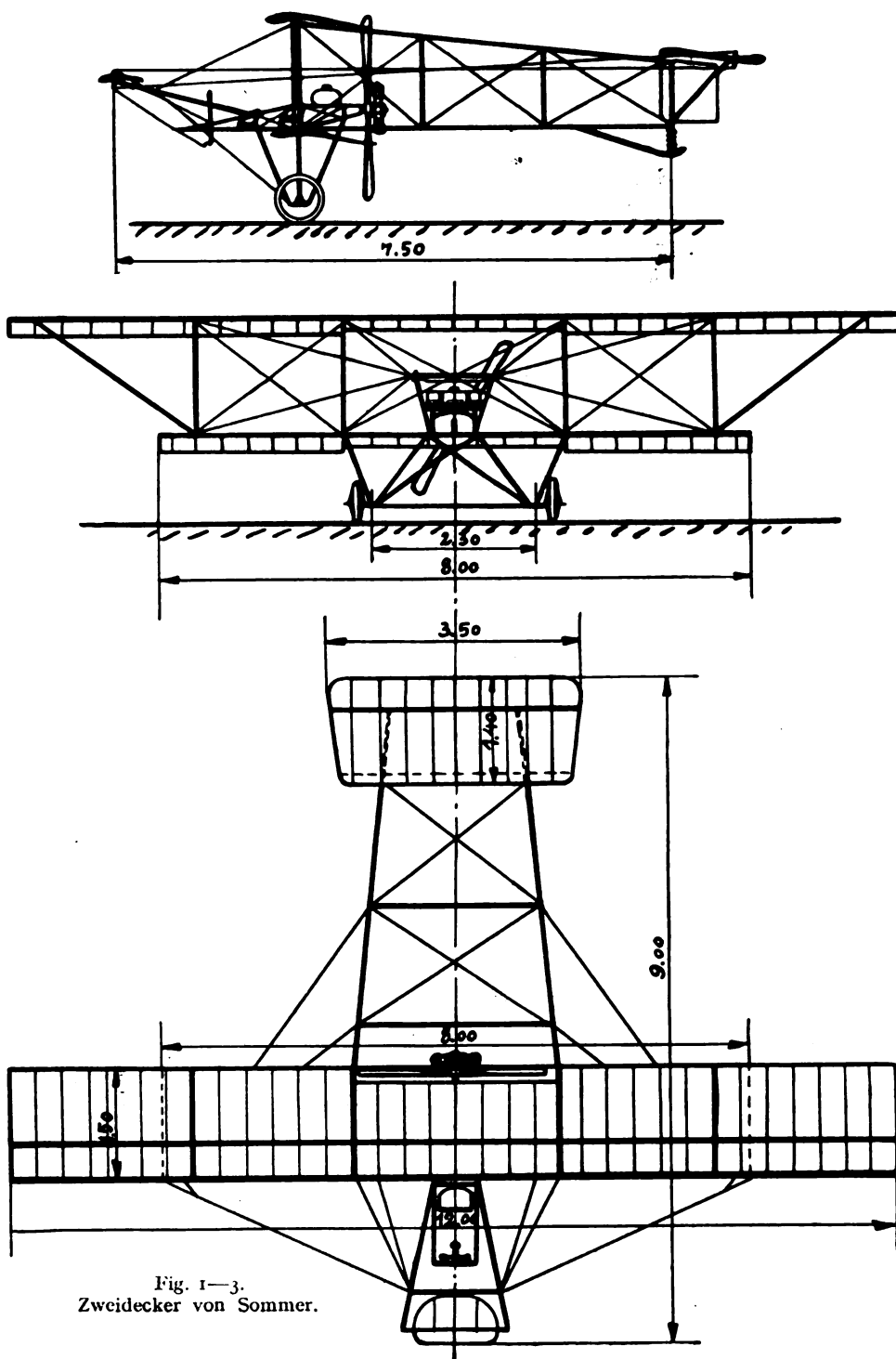


Fig. 1—3.
Zweidecker von Sommer.

desselben Konstrukteurs. Zunächst hat mit ihm nun auch Sommer den Schritt vom Holz zum Stahl gemacht, denn der Apparat ist ganz aus Stahlrohr gebaut; in seinem bereits beschriebenen Eindecker ist Sommer bisher allerdings noch dem Holz treu geblieben. Am Fahrgestell sind — wie beim Eindecker — die Kufen fortgelassen. Die wichtigste Neuerung ist aber die neue Konstruktion der Flügel, die nur einen Holm aus Stahlrohr besitzen. Hier war jedenfalls das Vorbild von Breguet maßgebend; aber während bei diesem jede einzelne Spiere sich um den Holm drehen kann und nur durch Blattfedern festgehalten wird, verbindet Sommer die Rippen fest mit dem Holm durch besondere Stahlformstücke, die auf den Enden der aus zwei Stahlrohren zusammengesetzten Stiele aufsitzen. Bei den Stielen ist das vordere Rohr etwas dicker als das hintere, um auf diese Weise einen geringeren Luftwiderstand zu erzielen; vorteilhafter wäre es aber doch wohl, wenn beide Rohre zusammen mit einer geeignet geformten Umhüllung verkleidet würden. Zur Erhöhung der Festigkeit sind die beiden Rohre außerdem durch einige Querstützen miteinander verbunden. Die Sitze, Motor, Benzintank etc. sind auf einem starken Rahmen aus Stahlrohr untergebracht, der nicht mit den Tragflächen verbunden ist, sondern direkt

auf dem Fahrgestell ruht, ähnlich wie bei dem deutschen Euler-Zweidecker. Die Schwanzfläche ist einfach und trägt ein großes Höhensteuer; ein kleines vorderes Höhensteuer, mit dem hinteren gekuppelt, soll hauptsächlich nur als Visierpunkt für den Führer dienen. Die Schrägsteuerung erfolgt durch Verdrehung der Enden des oberen Tragdecks um den Holm, eine Methode, die gewissermaßen in der Mitte zwischen Verwindung und Hilfsflügeln steht. (Fig. 1—3, Fig. 21 Tafel I Heft 1.)

Caudron.

An dem kleinen Zweidecker von Caudron Frères ist besonders die Konstruktion der Tragdecke interessant; die beiden Stielreihen sind weit nach vorn gerückt, die eine liegt direkt an der Vorderkante, die andere knapp im ersten Drittel. Der ganze übrige Teil der Flügel (also reichlich die hinteren zwei Drittel) ist einfach bespannt und elastisch. Die Brüder Caudron gehen also in bezug auf die Elastizität der Flügelenenden noch wesentlich weiter als die deutschen Konstrukteure (Rumpler, Albatros), ihre Konstruktion nähert sich schon der von Breguet. Der Führersitz und der Motor sind in einem kleinen, vorn und hinten zugespitzten Boot zwischen den Tragflächen untergebracht; die hohe Lage desselben gestattet einen sehr niedrigen Bau des Fahrgestells. Als Höhensteuer dient das biegsame Hinterende der einfachen Schwanzfläche, über der die beiden Seitensteuer liegen. In die Kabel, die den Steuerhebel mit dem Höhensteuer verbinden, sind unmittelbar am Hebel Federn eingeschaltet. Dieses Hilfsmittel, das übrigens auch von anderen Konstrukteuren benutzt wird, vermindert gewiß die schädliche Wirkung von Windstößen, besonders von solchen, die nur die Schwanzfläche treffen, und dürfte auch sonst die Stabilität verbessern; es scheint aber sehr fraglich, ob dieser Vorteil nicht damit zu teuer erkauft ist, daß der Führer das Steuer infolge der Nachgiebigkeit der

Federn nicht so vollkommen in der Gewalt hat wie bei fester Verbindung. Die Schrägsteuerung geschieht durch Verwinden der elastischen Flügelenden. (Fig. 4.)

Clement-Bayard.

Der Zweidecker der bekannten Automobilfirma Clement-Bayard gehört zweifellos zu den interessantesten und vor allem zu den am besten durchkonstruierten Maschinen der diesjährigen Ausstellung. Er ist in allen Teilen ganz aus Stahl gebaut. Das Boot ist gleich gebaut wie bei dem Eindecker von Clement-Bayard (siehe Fig. 16, S. 63, Heft 4) und lehnt sich wie dieses an die von Esnault-Pelterie geschaffene Form (vorn Fünfeck-, hinten Dreieckquerschnitt) an, die sowohl in bezug auf den Luftwiderstand als auch, was die Unterbringung der Flieger betrifft, sehr vorteilhaft ist. Der Motor, natürlich eigenes Fabrikat, ein stehender, wassergekühlter Vierzylinder mit über den Zylindern liegender Steuerwelle, ist ganz in das Boot eingebaut, dessen Vorderteil genau wie die Motorhaube eines Automobils konstruiert ist. Er treibt durch Kettenübertragung den höher liegenden Propeller. (In Fig. 5 ist an Stelle des Clement-Bayard-Motors ein vor dem Boot liegender Gnome eingesetzt, außerdem ist bei diesem Apparat das Boot nur zur Hälfte bespannt.)

Besonders interessant ist die Konstruktion der Hauptzelle. Die beiden Tragflächen werden durch wenige starke Streben aus nahtlos gezogenem Stahlrohr miteinander verbunden und durch einige sehr starke Kabel in ihrer Lage fixiert.



Fig. 5. Zweidecker von Clement-Bayard.

Alle Streben und Kabelspanner sind an ihren Enden durch Universalgelenke mit den Flügeln verbunden, so daß sie sich ganz frei einstellen können und in keinem Falle einer Biegebeanspruchung ausgesetzt sind (siehe Fig. 14, S. 62, Heft 4). Außerdem sind die Streben durch Gewinde an ihren Enden nachstellbar. Infolge der gelenkigen Konstruktion lassen sich die Flügel, in ähnlicher Art wie bei Wright, verwinden, und zwar wird zuerst durch ein vom unteren Rand des Bootes ausgehendes Stahlband die untere Fläche herabgezogen, und mittels der Streben und Kabel wird dann diese Bewegung auf den oberen Flügel und — in umgekehrtem Sinne — auf die andere Seite übertragen. Entsprechende Seile von beiden Seiten laufen nicht wie gebräuchlich in der Mitte über Rollen, sondern sie sind dort durch Hebel und Zugstangen miteinander verbunden — sicher eine sehr solide, aber auch eine recht teure Bauart. Die Ausführung dieser Teile ist ganz vorzüglich, und die Verwindung geht sehr leicht.

Die Steuerung geschieht durch einen einzigen Hebel mit Handrad, der aus zwei konzentrischen Stahlrohren besteht, die beide an Universalgelenken sitzen. Das Handrad sitzt auf dem inneren Rohr, und durch seine Verdrehung wird das Seitensteuer betätigt, während das äußere Rohr in der Art der Farman-Steuerung auf Höhensteuer und Verwindung wirkt.

Das gleichfalls recht interessante Fahrgestell wurde bereits auf S. 10, Heft 1, Fig. 8 beschrieben.

Breguet.

Der Breguet-Zweidecker ist auch in diesem Jahre unzweifelhaft eine der vorzüglichsten Konstruktionen, und er

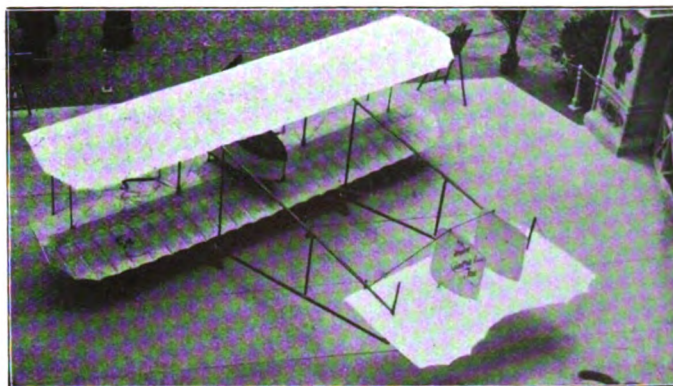


Fig. 4. Zweidecker von Gaudron.

fand auch diesmal in noch viel uneingeschränkterem Maße als im Vorjahre die allgemeine Bewunderung von seiten aller Ausstellungsbesucher, und zwar vor allem von seiten der Fachleute. Da er in dieser Zeitschrift bereits mehrmals eingehend beschrieben wurde und sich seitdem kaum verändert hat, so haben wir über ihn nicht viel zu berichten. Zu erwähnen wäre, daß die schräg nach vorn ragenden Stangen, die früher die die Flügel gegen das Zusammenschlagen nach hinten sichernden Seile hielten, fortgefallen sind; die Seile

gehen jetzt direkt vom Vorderteil des Bootes aus, eine Änderung, die das Aussehen des Flugzeuges bedeutend verbessert hat. Das ausgestellte Flugzeug (Fig. 6 u. 7) ist mit einer von Labourdette entworfenen und ausgeführten offenen Karosserie ausgestattet, die in ihrer Einfachheit, Zweckdienlichkeit und eleganten Linienführung als Muster einer Flugzeugkarosserie gelten kann. Die drei Sitze sind, wie bei dem Militärflugzeug von Breguet, so angeordnet, daß zwei der Flieger (s_1, s_2 Fig. 6) nach vorne schauen, der dritte (s_3) nach

rückwärts. Zum bequemen Einstieg dienen eine Tür T und eine darunter hängende aufklappbare Leiter. Der Motor liegt ganz im Boot eingeschlossen unter einer abnehmbaren Haube M, die Kühler K sind an beiden Seiten angebracht. — Im Bilde (Fig. 7 links unten) hat Labourdette noch ein Projekt einer geschlossenen Karosserie für ein Breguet-Flugzeug ausgestellt, das zwar etwas plump aussieht, aber in bezug auf den Luftwiderstand weitaus den Vorzug vor der »Limousine« von Bleriot verdient. (Fig. 13 Tafel I Heft 1.)

Savary.

Der von Savary ausgestellte Doppeldecker ist der gleiche Typ, mit dem Frantz auf dem Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums den achten Preis gewann und der bei dieser Gelegenheit bereits eingehend beschrieben wurde (siehe Heft 1, S. 6, Fig. 17 bis 19). Als Ergänzung bringen wir diesmal noch eine schematische Skizze der Kettenübertragung,

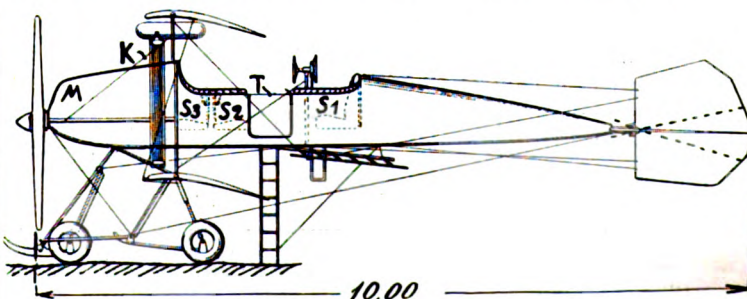


Fig. 6. Zweidecker von Breguet.

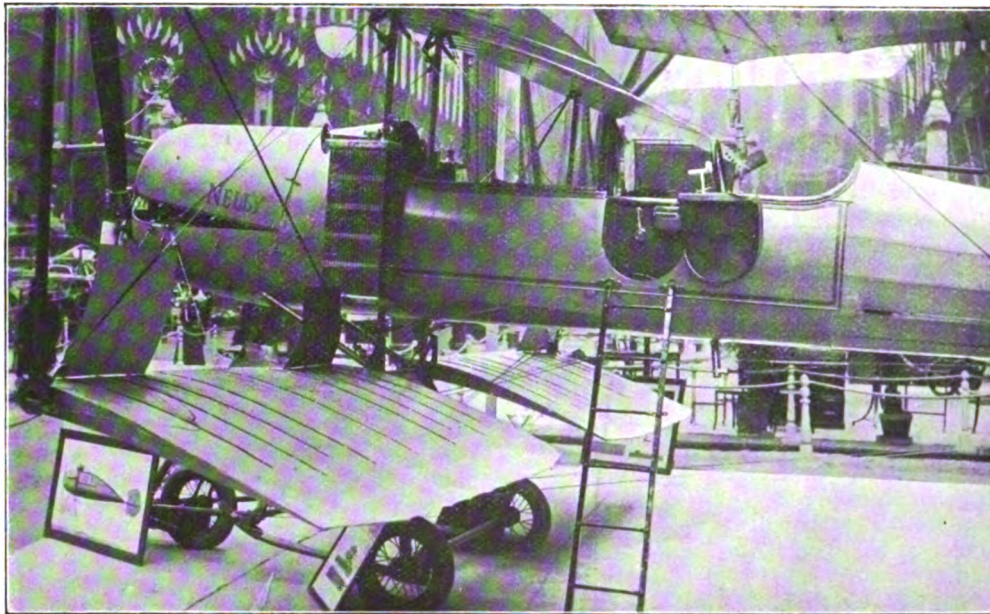


Fig. 7. Ausstellungsstand von Breguet.

bei der bekanntlich beide Propeller durch eine Kette angetrieben werden, so daß beim Reißen derselben kein einseitiger Zug entstehen kann. (Fig. 8.)

Albatros-Werke.

Von allen ausgestellten Flugzeugen erweckten wenige in so hohem Maße das allgemeine Interesse wie der von den Albatros-Werken ausgestellte Zweidecker des neuen Militärtyps, MZ 1912, 1. Das französische Publikum, das bekanntlich nur zu sehr geneigt ist, die Leistungen der deutschen Aviatik sehr gering einzuschätzen, sah hier zum ersten Male, daß die deutsche Flugzeugindustrie nicht nur imstande ist, nach ausländischen Vorbildern tadellos ausgeführte Kopien herzustellen, sondern daß sie auch durchaus selbständige, gut durchgebildete und exakt ausgeführte Konstruktionen hervorbringt. Der neue Albatros-Zweidecker (Fig. 1 bis 3 und 9 bis 10, Heft 1, Taf. I) weicht von allen bisherigen

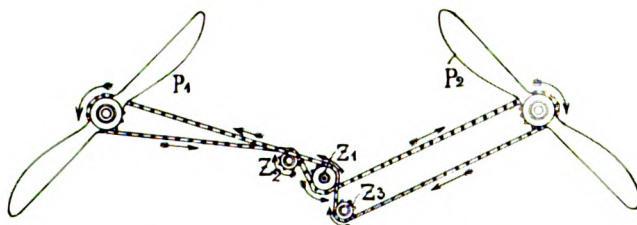


Fig. 8. Kettenantrieb von Savary.

Typen dieser Firma wesentlich ab. Die untere Tragfläche ist nicht nur in der Spannweite, sondern auch in der Tiefe kleiner als die obere und — nach dem Vorbild von Goupy — etwas zurückgeschoben, um die Tragkraft zu erhöhen und die Aussicht zu verbessern. Die Enden der oberen Tragfläche sind ähnlich wie bei der Taube nach hinten verlängert und werden nach oben verwunden, wodurch die Maschine sehr wendig wird. Seiten- und Höhensteuer drehen sich nicht in Scharnieren, sondern werden federnd ausgebogen. In der Hauptzelle und im Fahrgestell ist das Prinzip des Dreieckverbands streng durchgeführt, so daß fast gar keine Spanndrähte vorkommen. Da die Streben dabei natürlich nicht nur auf Druck sondern auch auf Zug beansprucht werden, so sind ihre Enden durch Metallschuhe so ausgebildet, daß sie den Zug sicher auf das Holz übertragen.

Wie bei der Mehrzahl der neuen Zweidecker ist das Verbindungsgerüst durch ein Boot ersetzt, dessen Form auf geringsten Widerstand berechnet ist. Es hat Vierecksquerschnitt und ist allseitig mit mehrfachem Furnier bekleidet, das die Schubkräfte aufnimmt und eine Diagonalverspannung ent-

behrlich macht. Der Passagiersitz liegt im Auftriebsmittelpunkt, der Führersitz hinter ihm. Ebenso liegt auch der unter dem Passagiersitz untergebrachte Benzintank im Druckmittelpunkt; er steht unter Druck und speist einen kleinen Hilfstank, der unterhalb der oberen Tragfläche angehängt ist. Der Druck wird durch die Auspuffgase oder durch eine kleine Handpumpe erzeugt. Jeder der beiden Sitze ist mit einer vollständigen Steuereinrichtung ausgerüstet, und alle Regulierhebel für den Motor sind am Steuerad angebracht, so daß man dasselbe nie loszulassen braucht. Der 100 PS-Argus-Motor ist teilweise in das Boot eingebaut, so daß er nur mit den Zylindern aus demselben hervorsieht. Der Kühler liegt an der Unterseite des Bootes, wo er einem sehr scharfen Luftzuge ausgesetzt ist, ohne den Luftwiderstand wesentlich zu erhöhen.

Zum Transport können die Enden der Tragflächen abgenommen werden, worauf der verbleibende Teil leicht in jeden Eisenbahnwagen hineingeht (Fig. 4, S. 9, Heft 1). Da keine Verspannungen vorhanden sind, die eingestellt werden müssen, so läßt sich die Wiedermontage sehr schnell und exakt ausführen.

Zodiac.

Der neue Zweidecker der Zodiac-Gesellschaft, der von Jacques Labouchère konstruiert und geflogen wurde, gehört gleichfalls zu den besten französischen Neukonstruktionen. Die Tiefe der Flügel ist sehr gering, nur 1,25 m bei 15 m Spannweite, also ein Verhältnis von 1 : 12. Die Flächen sind gegeneinander staffelförmig versetzt, die Neigung der Stiele beträgt 30° gegen die Vertikale. Das 11 m lange Boot besitzt Vierecksquerschnitt, ist ganz mit Stoff bespannt und kann in der Mitte leicht in zwei Teile zerlegt werden. Ebenso lassen sich die Flügel leicht abnehmen, so daß für eine schnelle und einfache Demontage gesorgt ist. Das sehr interessante Fahrgestell, das an das von Antoinette erinnert, wurde bereits früher beschrieben (Heft 1, S. 9, Fig. 5). Sonst zeigt das Flugzeug wenig besonders auffallende Eigenheiten, aber die sorgfältige Konstruktion, die sich auf alle Einzelheiten erstreckt, verdient lobend hervorgehoben zu werden.

Bronislavsky.

An einem normalen Farman-Doppeldecker zeigt Bronislavsky sein neues System für die Schrägsteuerung. An

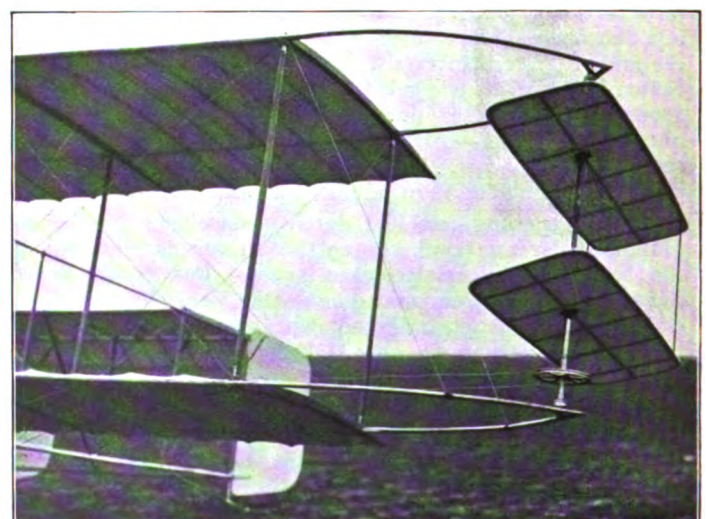


Fig. 9. Schrägsteuerung von Bronislavsky.

Stelle von Verwindung oder Hilfsflügeln benutzt er zwei (früher fünf) rechteckige Flächen, die um eine vertikale Achse drehbar sind (Fig. 9). Daß man auf diese Weise eine richtige Schrägsteuerung erzielen kann, ist zweifellos, aber es ist nicht ersichtlich, worin der Vorteil der neuen Methode gegenüber Verwindung und Hilfsflügeln liegen soll.

Die gleichfalls ausgestellten Zweidecker von M. Farman, Astra, Voisin und Goupy wiesen gegenüber den Maschinen, die am Wettbewerb des französischen Kriegsministeriums teilgenommen haben und bei dieser Gelegenheit ausführlich besprochen wurden, keine irgendwie bemerkenswerten Neuerungen auf (Heft 1, S. 5 bis 8, Fig. 13 bis 16 und 22, ferner Taf. I, Fig. 23).

Militärflugschau.

Deutschland.

Die bisherige Lehranstalt für Flugwesen in Döberitz soll etatsmäßig werden, und zwar sind im neuen Reichshaushaltsetat hierfür 1 Stabsoffizier, 1 Hauptmann und 4 Oberleutnants bzw. Leutnants sowie 1 Oberarzt beantragt.

40 Offiziere aller Waffen wurden am 1. Februar zur Ausbildung im Fliegen den Pilotenschulen der Albatros-, Rumpler-, Harlan- und Dornier-Werke sowie der Luftverkehrsgesellschaft in Johannisthal, der Aviatik-A.-G. in Habsheim und den Euler-Werken in Frankfurt a. M. überwiesen, 20 weitere Offiziere sollen Ende März zur Ausbildung kommandiert werden. Die Ausbildung der Offizierspiloten erfolgt außerdem noch durch den Schlesischen Aeroklub in Breslau und dem Frankfurter Flugsportklub, ferner werden 8 Offiziere in der neuen Gothaer Fliegerschule ausgebildet.

Die letzten Wochen brachten mehrere beachtenswerte militärische Überlandflüge, so von Leutnant Braun und Leutnant Fisch nach Brandenburg, Leutnant Braun nach Meissen.

Am 8. Februar legte Leutnant Bahrends (Etrich Rumpler 70 PS-Mercedes) mit Leutnant Solnitz in ununterbrochenem zweistündigen Fluge die 240 km lange Strecke Döberitz—Hamburg zurück. Die Rückkehr nach Döberitz erfolgte am folgenden Tage gleichfalls auf dem Luftwege.

Am 8. Februar unternahm außerdem noch Leutnant Fisch (Wright 55 PS-N.A.G.) mit Leutnant Carganico einen Überlandflug Döberitz—Neustrelitz. Die Rückkehr mußte aber wegen eintretender Dunkelheit in Oranienburg unterbrochen werden. Am 9. Februar wurde der Rückflug fortgesetzt, mußte aber bei Nassenheide wegen eines Defekts unterbrochen und ganz aufgegeben werden.

Auch Leutnant Canter (Etrich-Rumpler 70 PS-Mercedes) flog am 9. Februar mit Hauptmann Wagenführ von Döberitz nach Brandenburg a. H. und zurück.

Bei einem Überlandflug von Johannisthal nach Döberitz, um dort einen neuen Harlan-Eindecker abzuliefern, verunglückten bei einer Zwischenlandung bei Zehlendorf der Führer Leutnant Engwer und sein Passagier Leutnant Solnitz.

Frankreich.

Das neue Jahr hat der Militäraviatik bereits wieder zwei ausgezeichnete Offizierflieger entrissen, Leutnant Boerner und Kapitän Le Maguet. Damit sind nunmehr 14 französische Offiziere tödlich verunglückt.

Anfang Februar wurden ca. 80 französische Offiziere den bekannten Flugschulen von Blériot, Sommer, Farman, Bréguet, Nieuport, R.E.P. und Deperdussin überwiesen, 25 weitere Offiziere machen zunächst einen theoretischen Kursus in Versailles durch, um danach praktische Flugunterrichte zu erhalten. Die Apparatebestellungen auf Grund der Ergebnisse des Reimser Wettbewerbs erfolgen vorläufig nicht so, wie es die Industriellen, insbesondere die drei ersten Preisträger, erwarten durften. Es wird von ihnen lebhaft Klage darüber geführt, daß die bestimmungsgemäß abzunehmenden Flugzeuge von der Heeresverwaltung immer noch nicht in Auftrag gegeben sind. Man nimmt an, daß das Kriegsministerium versuchen will, die Fabrikanten zu veranlassen, die betreffenden Apparate mit allen seit dem Reimser Wettbewerb gemachten Verbesserungen zu liefern.

Die Ausbildung von Militärpiloten erfolgt auf den Militärflugfeldern von St. Cyr, Buc, Chalons, Etampes, Reims, Douai, La Vidammée Villacoublay und Pau.

Von den genannten Feldern haben Reims, Chalons und Pau rein militärischen Charakter, auf den übrigen Flugfeldern befinden sich die Fliegerschulen der Privatfirmen, hier erfolgt auch die Ausbildung durch Zivilpersonal.

Im Laufe des Jahres ist die Schaffung einer ganzen Reihe weiterer Flugfelder in Aussicht genommen. Bei der französischen Begeisterung für die Aviatik ist es erklärlich, daß jede Gemeinde

bestrebt ist, die Anlagen eines Militärflugfeldes in ihrer Nähe zu ermöglichen.

Die Häfen von Toulon und Cherbourg sollen mit Flugzeugen ausgerüstet werden, ebenso sollen dort Marineflugschulen eingerichtet werden.

Von Marineoffizieren befinden sich bereits im Besitz des Pilotenpatents die Marineleutnants Cayla, Delage, Devé, Fournie, Haute-feuille Lafont und Reynaud. In der Ausbildung begriffen sind die Marineleutnants Daveluy, de l'Escaille Delevoye, Dutertre, Nove de Jossérand.

England.

Eine englische Offiziersdeputation weilte im Januar in Reims und besichtigte das dortige Militärflugfeld.

Die erste Postbeförderung vermittelt Flugzeuges erfolgte in der englischen Kapkolonie zwischen Capetown und Muizenburg. Es war dies die erste praktische Nutzenanwendung des Flugzeuges in Südafrika.

Rußland.

Das russische Kriegsministerium hat für Mai 1912 einen Wettbewerb für Kriegsflugzeuge ausgeschrieben, für den rund 1 Million Rubel zur Verfügung stehen.

Der erste Preis beträgt 13 000, der zweite 9000 Rubel. Die als Preisträger hervorgegangenen Flugzeuge werden angekauft, und zwar das erste für 15 000 Rubel, das zweite für 13 000 Rubel. Die Bedingungen für den Wettbewerb lauten wie folgt: Das anzumeldende Flugzeug muß in Rußland konstruiert sein, während der Motor aus dem Ausland bezogen werden darf.

Verlangt wird die Zurücklegung eines unterbrochenen Fluges über 180 Werst bei einer Belastung mit zwei Mann (Pilot und Beobachter), dem nötigen Zubehör und dem für einen dreistündigen Flug erforderlichen Vorrat an Benzin, Öl und Kühlwasser, und zwar sind pro Pferdekraft und Stunde 340 g Benzin und 70 g Öl festgesetzt. Die Mindeststundengeschwindigkeit muß für Eindecker 75 Werst, für Zweidecker 65 Werst betragen. Das Flugzeug muß gefahrlos auf Ackerland und Wiesenboden landen und wieder aufsteigen können. Der Eisenbahntransport des Flugzeuges, sowie sein Auf- und Abmontieren muß so leicht und schnell vor sich gehen können, daß fünf Mann höchstens 2 Stunden dazu benötigen.

Während diese Forderungen unerlässlich sind, werden eine Reihe weiterer Eigenschaften als wünschenswert bezeichnet: Vorhandensein doppelter Steuereinrichtungen, Aufstieg nach erfolgter Landung nur mit Hilfe des Beobachters, Schaffung eines weiten durch keine Steuerorgane des Flugzeuges behinderten Gesichtsfeldes vor dem Beobachter, Möglichkeit durch Maschinengewehrfeuer gegen gegnerische Flugzeuge wirken und Sprengkörper herabwerfen zu können. Vor dem eigentlichen Konkurrenzfluge finden noch Ausscheidungsflüge statt. Der Entscheidungsflug muß zwischen zwei um 90 Werst auseinanderliegenden Punkten hin und zurück ohne Unterbrechung zurückgelegt werden.

Die Konkurrenten fliegen mit 5 Minuten Abstand hintereinander ab, die Reihenfolge wird durch das Los bestimmt.

Das Ausschreiben bezweckt offenbar, die russischen Konstrukteure etwas anzufeuern. Denn nach den ersten wenig erfolgreichen Versuchen mit Flugzeugen russischer Herkunft hat das Kriegsministerium nur französische, neuerdings auch englische und deutsche Flugzeuge angekauft. Erst kürzlich wurden wieder mehrere Bristol-Eindecker in England bestellt. Sechs Nieuport-Eindecker wurden von einer russischen Militärkommission in Villacoublay abgenommen.

Mehrere Voisin-Wasserflugzeuge (Typ Ente) werden demnächst an die russische Heeresverwaltung abgeliefert.

Bei der Petersburger Offiziersluftschiffahrtsschule wird eine ständige Flugabteilung eingerichtet, für die bereits 50 000 Rubel angewiesen sind. Es sollen 24 Flugzeuge verschiedener Typs für diese Abteilung angekauft werden.

Belgien.

Der Aeroklub von Belgien beabsichtigt, die nötigen Mittel aufzubringen, um das Kriegsministerium in die Lage zu versetzen, einen militärischen Flugzeugwettbewerb zu veranstalten.

Wie sehr bisher das Militärflugwesen daniederliegt, zeigt der gegenwärtige Bestand an Heeresflugzeugen. Von den drei bereits vorhandenen Zweideckern sind nur zwei zur Not zu gebrauchen, der dritte ist bereits völlig unbrauchbar.

Holland.

Die Militärflieger des aktiven Dienststandes und der Reserve, die mit Flugzeugen als Piloten oder Beobachter an den letztjährigen Herbstmanövern teilgenommen, erhielten Ordensauszeichnungen.

Spanien.

Kapitän Herara wurde zur Ausbildung im Fliegen nach Frankreich in die Nieuport-Schule kommandiert, derselbe soll später eine Militärflugschule leiten. Drei Bristol-Eindecker, die in England gekauft waren, wurden kürzlich in der Militärflugschule von »Quatre vents« bei Madrid abgenommen und König Alphons im Fluge vorgeführt.

Türkei.

Es wurde eine Sammlung eröffnet, die den Ankauf von zehn Kriegsflugzeugen ermöglichen soll. 35 000 Lire wurden bereits aufgebracht. Von diesem Betrag sollen auch die Kosten für die Flugausbildung türkischer Offiziere in Frankreich gedeckt werden. Delegierte der Regierung sind zwecks Ankaufs von Flugzeugen nach Frankreich und England gereist.

Griechenland.

Drei Offiziere wurden bei H. Farman in Etampes, einer bei M. Farman in Buc ausgebildet.

Bulgarien.

Für 1912 sieht der Etat den Ankauf von zwei Flugzeugen vor, ein weiteres soll 1913 beschafft werden. Es soll später jeder Armeeinspektion ein Flugzeug zugeteilt werden.

Vier Offiziere und Unteroffiziere werden zur Ausbildung nach Frankreich kommandiert.

Das Flugwesen wird der Luftschifferabteilung in Sofia angeliegt.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. R. 32 801. Propellerbefestigung nach Patent 224 053; Zus. z. Pat. 224 053. Dr.-Ing. Hans Reißner, Aachen, Lüticherstraße 166. A 21. 3. 11, E 15. 4. 12.

77 h. E. 16 047. Flugzeug mit Maschinengewehr. August Euler, Frankfurt a. M., Gallusanlage 1. A 23. 7. 10, E 29. 4. 12.

77 h. H. 48 680. Steuer für Luftfahrzeuge, welches um eine Querachse der im Flugzeugkörper drehbar gelagerten Hauptsteuerwelle schwenkbar ist. Dr. Hugo Hübner, Mosbach, Baden. A 11. 11. 09, E 29. 4. 12.

77 h. J. 12 082. Strebenverbindung für Flugzeugkörper. Joseph Jerzykowski, Nürnberg, Celtisplatz 5. A 16. 11. 09, E 29. 4. 12.

77 h. M. 42 019. Flugzeug. Walter Karl Möhring, Steglitz b. Berlin, Lauenburgerstr. 11. A 3. 8. 10, E 29. 4. 12.

77 h. S. 30 420. Flugzeug mit Höhensteuerfläche vor der Haupttragfläche. Johannes Sohlman, Helsingfors, Finnland; Vertr.: H. Neuhart, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. A 13. 12. 09, E 29. 4. 12.

46 a. Sch. 37 373. Zweitaktverbrennungskraftmaschine mit sternförmig angeordneten, umlaufenden Zylindern. Marcel de Schlumberger, Paris; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner u. G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 12. 1. 11, E 15. 4. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 17. 1. 10 anerkannt.

46 c. B. 62 993. Kühlvorrichtung für die Zylinder und Auslassventile in kreisenden Explosionsmaschinen. Pierre Berthet, Paris; Vertr.: O. Cracoanu, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 1. 5. 11, E 29. 4. 12.

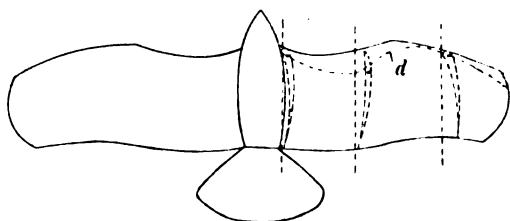
Patent-Erteilungen.

77 h. 245 260. Hölzerne Luftschraube aus miteinander verleimten Lamellen. Lucien Chauviere, Paris; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner und E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 14. 11. 09. C. 20 815.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 26. 11. 08 anerkannt.

Auszüge aus den Patentschriften.

240 976. Flügelartige Tragfläche für Luftfahrzeuge. Dr. Waldemar Geest in München. — Die größte Dicke der Tragfläche *d* befindet sich auf denjenigen Querschnitten, bei denen die Vorderkante der Tragfläche tiefer oder ebenso hoch

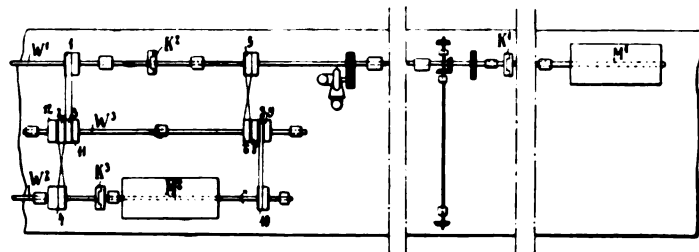


Zu Nr. 240 976.

liegt wie die Hinterkante, während auf denjenigen Querschnitten, bei denen die Vorderkante höher steht als die Hinterkante, je nach

der Größe des Aufdrehungswinkels, die größte Dicke nach der Mitte der Tragfläche zurückweicht. (Siehe punktierte Linie *d*.)

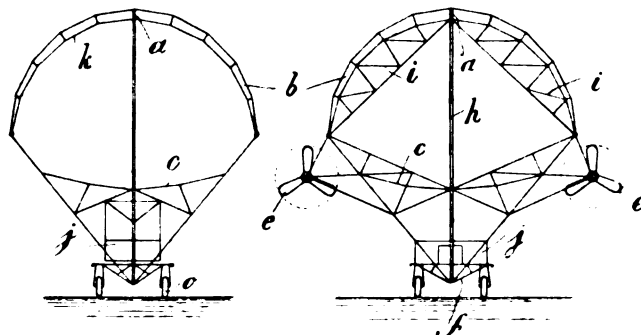
242 643. Luftschiff mit zwei beim Vorwärtsgang direkt angetriebenen, umsteuerbaren Fahrschraubenwellen. Johann Schütte in Danzig-Langfuhr. — In der langen Gondel sind zwei Motoren *M*¹, *M*² angeordnet, die durch feste Seilscheiben 1, 2, 3, 4 mit offenem und gekreuzten Riemen untereinander verbunden sind, so daß die Motoren *M*¹, *M*², welche entgegengesetzte Drehrichtung haben, mit gleicher Geschwindigkeit laufen. Sollen die Luftschrauben rückwärts laufen, so werden die beiden Kupplungen *K*² und *K*³ gelöst und sowohl der gekreuzte Riemen der Festscheibe 5 als auch der offene Riemen der Festscheibe 10 von den Losscheiben 6 und 7 auf die Festscheiben 8 und 9 der Mittelwelle *W*³ gerückt, während der offene Riemen der Festscheibe 1 und der gekreuzte Riemen der Festscheibe 4 auf der Festscheibe 2, 3 verbleiben. Soll die eine Schraube rück-



Zu Nr. 242 643.

wärts und die andere Schraube vorwärts arbeiten, so wird z. B. die Kupplung *K*² gelöst und der offene Riemen von der Festscheibe 1 der Welle *W*¹ auf die Losscheibe 11 gelegt, während der gekreuzte Riemen der Festscheibe 5 auf die Festscheibe 8 und der offene Riemen der Festscheibe 10 auf die Festscheiben 6 und 7 geschoben wird. Außerdem sind die Kupplungen *K*¹ und *K*³ so angeordnet, daß beim Versagen des einen Motors stets der andere Motor die gesamte Arbeit übernehmen kann. Versagt der Motor *M*¹ und sollen beide Wellen *W*¹ und *W*² z. B. rechtsum gedreht werden, so wird die Kupplung *K*³ gelöst und der offene Riemen von der Losscheibe 7 auf die Festscheibe 9, der gekreuzte Riemen von der Losscheibe 6 auf die Festscheibe 8 und der offene Riemen von der Festscheibe 3 auf die Losscheibe 11 geschoben. Versagt der Motor *M*² und sollen beide Wellen *W*¹ und *W*² z. B. links um gedreht werden, so wird die Kupplung *K*² gelöst und der gekreuzte Riemen von der Losscheibe 6 auf die Festscheibe 8, der offene Riemen der Losscheibe 7 auf die Festscheibe 9 und der gekreuzte Riemen von der Festscheibe 2 auf die Losscheibe 12 geschoben.

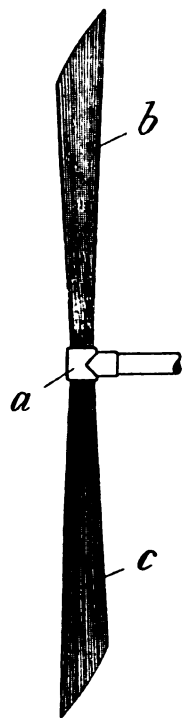
237 224. Luftschiffgerüst. Franz Lönholdt in Frankfurt a. M. — Die Querträger des Luftschiffgerüsts bestehen in ihrem oberen Teil aus einem sichelförmigen Träger *b*, ähnlich wie bei Hallenbauten, und in ihrem unteren Teil aus einem bogenartigen Träger *c*, welcher bei den die Gondel tragenden Querträgern *i*, nach Art eines Dreieckdachbinders ausgebildet ist. Die Querträger sind lediglich an ihren beiden Scheiteln durch Längsgitterträger *a* miteinander verbunden. Außerdem stehen die Querträger durch Zugbänder und Diagonalverstreben miteinander in Verbindung. Die Höhensteuer und die Luftschrauben *e* sind in seitlichen Fach-



Zu Nr. 237 224.

werksauslegern der unteren Träerteile angeordnet. Das Gondelgerüst *j* ist an seinen Enden in das dreieckbinderartige Fachwerk des Unterteiles der Querträger *i* eingebaut. Die Querträger *i*, *k* sind durch senkrechte Pfosten *h* in der Längsmittlebene des Gerüsts versteift, welche nach unten über die eigentlichen Querträger hinausragen und den Längsgitterträger *f* des Motorentraggerüsts *j* mit abtragen. Die Querträger *i*, *k* mit den Pfosten *h* nehmen mithin einen großen Teil des Gewichtes dieses Gerüsts auf und bilden zusammen mit dem Träger *c* an ihrem unteren Ende und den Längsgitterträgern *a* zwischen ihnen ein sehr steifes Fachwerk, das ge-

eignet ist, das große Gondelgewicht und die von den gleichfalls an den Querträgern i, k angreifenden Kräfte aufzunehmen. Der Gondelträger f ist mit Rädern o ausgerüstet, um das Luftschiff an Land bewegen zu können.



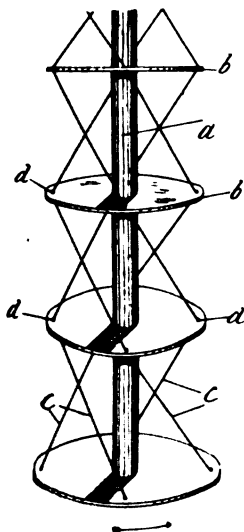
Zu Nr. 240 231.

240 231. Propeller für Luftschiffe und Ventilatoren. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H. in Berlin. — Die Flügel b bestehen aus einem an den Enden abgeflachten Bündel von Drähten c , welche durch Schweißung, Lötung u. dgl. oder durch aufgelegte Stoffe miteinander verbunden sind. Die Nabe a faßt alle Drähte zusammen.

242 644. Luftschraube aus übereinandergeschichteten Holzlamellen. Lucien Chauviere in Paris. — Die Erfindung bezweckt, den Übelstand zu vermeiden, daß die verschiedene Dichte der einzelnen Holzteile das Gleichgewicht der Schraube stört. Sie besteht darin, daß vor der Vereinigung der Lamellen ihr Schwerpunkt ermittelt wird, und daß dann die spezifisch schweren, vom Fuß des Baumes stammenden Teile mit den spezifisch leichteren wechselweise geschichtet werden. —

237 163. Schwenkbare, gegenläufige Doppelschraube mit einer die Schraubenlager tragenden, die Antriebswelle umfassenden Hohlwelle. Georg Pum in Wien. — Die Schrauben mit ihren Naben sind auf den beiderseits zur Antriebswelle am Bügel der hohlen Stellwelle befestigten Lagerzapfen gelagert, um eine gedrängte Bauart zu erzielen.

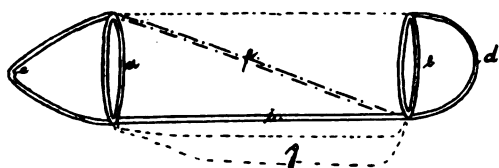
242 606. Flügel für Luftschrauben mit nach dem Umfange hin zunehmender Steigung. Otto Baumgärtel in Dresden. — Im Zusammenhang mit der veränderlichen Steigung erfolgt eine derartige Massenverteilung, daß die Resultierenden aus den Elementarluftdrücken und Elementarzentrifugalkräften ganz oder annähernd in die Flügelfläche fallen, so daß sie keine oder nur geringe, die Flügelform verändernde Momente erzeugen können.



Zu Nr. 238 323.

238 323. Vorrichtung zur Aufhebung der Torsion an Schraubenwellen für Luftfahrzeuge. Theophil Authenrieth in Dachau b. München. — Um die Welle a sind durch Scheiben b in bestimmtem Abstand von derselben gehaltene Zugorgane c schraubenförmig herumgeführt.

238 324. Ballon mit Versteifungsgerippe. Berthold Bosz in Marienburg i. Westpr. und Carl Szech in Graudenz. — Der mittlere zylindrische oder prismatische Teil des Ballons ist zwischen zwei starren kreisförmigen oder polygonalen Ringen d und e , die durch die Gondel g , einen Kiel i oder Tragflächen f in paralleler Stellung erhalten werden, straff ausgespannt. Die im aufgeblähten Zustande Drehkörper von konvexen Meridianen bildenden Endteile sind an einem quer zur Ebene der Ringe stehenden starren Meridiane d und e so befestigt, daß sie bei nicht völliger Füllung des Ballons durch den Luftwiderstand eingebault werden.

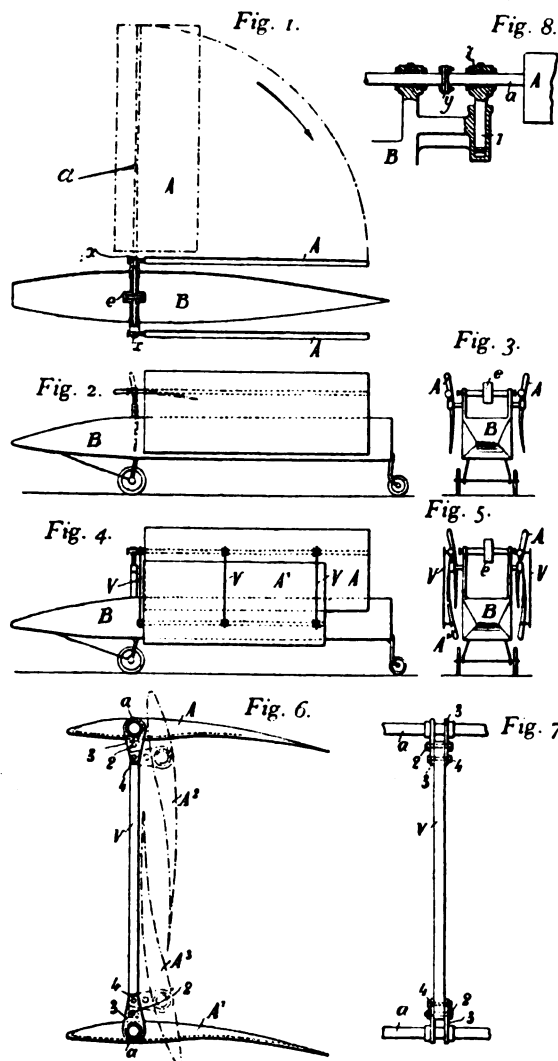


Zu Nr. 238 324.

240 866. Flugzeug mit zusammenklappbaren Tragflächen. Louis Breguet in Douai, Frankreich. — Die Flügel A werden zunächst um ihre wagerechte Achse a um 90° gedreht, so daß sie senkrecht zur Fahrtrichtung stehen.

Hierauf werden die Flügel mittels entsprechender Scharniere x an den Rumpf B gelegt, so daß sie längs desselben heruntergeklappt sind (Fig. 1, 2 und 3).

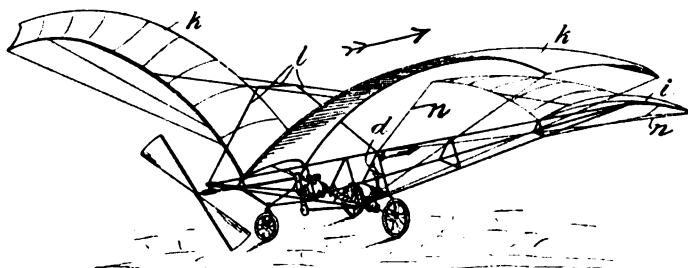
Bei dem Zweidecker der Fig. 4 bis 7 sind auf jeder Seite zwei Flügel übereinander angeordnet, welche mit den senkrechten Stangen V ein Gerippe bilden. Die Vereinigung der oberen Flügel A und der unteren A^1 geschieht dadurch, daß ihre Achsen a mit den senkrechten Stangen V durch Scharniere vereinigt sind (Fig. 6 und 7). Nach dem



Zu Nr. 240 866.

Lösen der Bolzen 2 der beiden Lager 3 können die Flügel A und A^1 um den zweiten, die Drehachse bildenden Bolzen 4 gedreht werden, so daß der untere Flügel A^1 in die strichpunktiert gezeichnete Stellung A^3 und der obere A in die strichpunktierte Stellung A^2 gelangt. Nachdem die beiden Flügel derart zusammengeklappt sind, können sie längs des Rumpfes unter Verwendung einer Vorrichtung, wie sie beispielsweise in der Fig. 8 dargestellt ist, zurückgeklappt werden. Es wird die Kupplung y gelöst und die Achse a in dem Lager z um 90° gedreht, welches seinerseits wieder in dem an dem Rumpf des Flugzeuges sitzenden Spurlager 1 drehbar ist.

238 542. Drachenflieger mit hintereinander liegenden, verschieden großen Tragflächen.

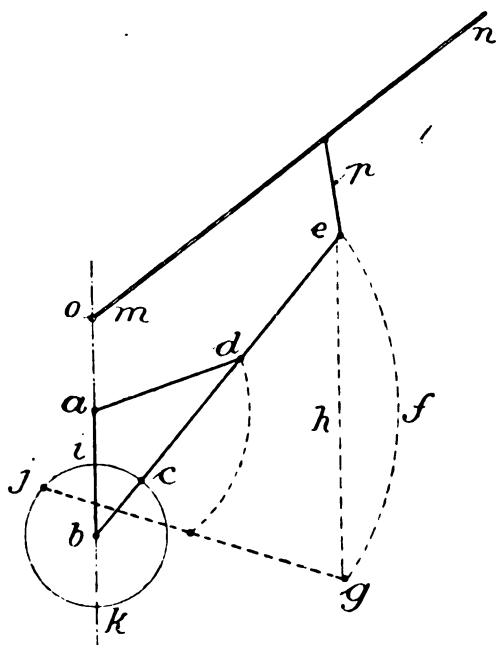


Zu Nr. 238 542.

Wilhelm Focke in Berlin. — Die beiden in der Längs- und Querrichtung gewölbten Tragflächenpaare (i, k) sind in verschiedener

Neigung an dem Gestell befestigt und die vorderen kleineren Flächen zur Höhen- und Seitensteuerung an ihren seitlichen Enden in bekannter Weise (mittels Steuerhebel d und Seilen n) einstellbar.

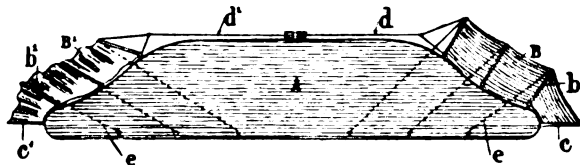
242 721. Antriebsvorrichtung für die Schlagflügel von Flugzeugen. Emmanuel François Michel Farcot in St. Gratien, Frankreich. — Durch Anordnung eines Gelenkvierecks werden die Flügel m, n mit verschiedener Geschwindigkeit auf- und abwärts bewegt, dadurch, daß das die beiden un-



Zu Nr. 242 721.

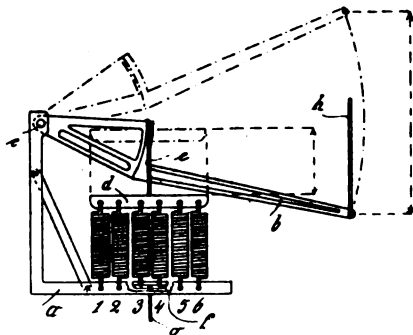
gleich großen Arme (b, c und a, d) des Gelenkvierecks verbindende Glied (c, d) um ungefähr seine eigene Länge verlängert und die Flügel am äußeren Ende (e) dieser Verlängerung (d, e) mittels Stangen befestigt sind. Der Punkt e beschreibt dann die Kurve e, f, g, h ; b ist die Achse der Kurbelscheibe, o die Achse der Flügel.

238 543. Flugzeug, dessen tragende Fläche zwecks Stabilisierens wechselseitig vergrößert oder verkleinert werden kann. — Société d'Automobiles Mors in Paris. — An dem festen Teil A der in üblicher Weise ausgebildeten Tragfläche sitzen die Elemente B, B^1 mit veränderlicher Spannung, die aus Gewebe mit eingesetzten Latten b, b^1 bestehen, welche an dem festen Teil A durch ein ihre Be-



Zu Nr. 238 243.

wegung in jeder Richtung gestattendes Gelenk befestigt sind. Die vorderen Gewebekanten sitzen an den Trägern c und c^1 , welche an dem Flügel seitlich A befestigt sind, während die Kanten durch Spannschnüre d, d^1 mit einer Steuer-Vorrichtung verbunden sind, durch welche eine Schnur gespannt und gleichzeitig die andere entspannt werden kann und umgekehrt.



Zu Nr. 238 541.

238 541. Gleichgewichtsregelung für Flugzeuge. Anton Gammisch in Charlottenburg. — Die Trag-

flächen sind mit Federn verbunden. Die einzelnen Federn können bei beliebiger Spannung der anderen Federn ein- oder ausgeschaltet werden, so daß die Federspannung der wechselnden Belastung angepaßt werden kann.

Jede Tragfläche ist mit einem derartigen Federsystem verbunden; dieselben lagern parallel zur Hauptachse des Flugzeuges zu beiden Seiten des Führersitzes im Rahmen a . Der Hebel b ist durch ein Drahtseil h , welches über entsprechende Leitrollen geführt ist, mit dem Holm des Flügels verbunden. Die Flügel lagern drehbar am Mittelteil des Flugzeuges, und die Stärke der Federn ist so bemessen, daß, wenn nur die Federpaare 1, 2, 5, 6 eingeschaltet sind, die Flügel bei normalem Flug in horizontaler Stellung erhalten werden. Dagegen entspricht die Zusatzspannung der Federpaare 3 und 4 der zusätzlichen Nutzlast.

Bücher-Besprechungen.

Einführung in die Aeronautik. I. Teil. Theoretische Grundlagen. Elementare Vorträge von Adolf Lippmann, Oberlehrer an den Kgl. ver. Maschinenbauschulen zu Dortmund und Mitglied der wissenschaftlichen Kommission des Kölner Klub für Luftschiffahrt. Mit 102 Abbildungen im Text und 1 Tafel. Leipzig, Veit & Co. 1911. Brosch. M. 7.

Das Lippmannsche Buch ist entschieden als eine sehr erfreuliche Erscheinung in der aerotechnischen Literatur zu begrüßen. Es hat den Vorzug gehaltvoller Anspruchslosigkeit, will keine sonderlichen Offenbarungen bringen, wendet sich hauptsächlich an Anfänger und Laien und sucht diesen die vorhandenen Erkenntnisse auf möglichst verständliche Weise zu erschließen. Und das geschieht in so vortrefflich klarer, knapper und wohlgeordneter Weise, daß man es mit Vergnügen liest und ihm eine weite Verbreitung wünschen kann.

Der Stoff ist in einige 300 kurze Paragraphen eingeordnet und nach drei Hauptabschnitten geordnet: I. Buch »Bau der Mechanik«; II. Buch »Bau der Physik der Atmosphäre«; III. Buch »Luftwiderstand und dynamische Tragkraft«.

Unter möglichster Vermeidung mathematischer Entwicklungen sind im I. Buch die Grundbegriffe und Hauptlehren der Mechanik, besonders der Dynamik in eigenartiger und m. E. besonders einleuchtender Weise dargestellt. Soweit es die elementare Behandlung zuläßt, werden die besten, umfassendsten Formulierungen der Lehrsätze bevorzugt; so wird, allerdings nicht unter diesem Namen, der wichtige Flächensatz dem Leser verständlich gemacht. Das ermöglicht u. a. auch eine sehr einfache und für manchen sicher sehr nützliche Darstellung der Kreiselwirkungen.

Die Physik der Atmosphäre zeugt von besonderem Interesse des Verfassers für die Meteorologie und ihre Hilfswissenschaften. Die Grundlehren der Wärmetechnik, Physik und Chemie der Gase, die Meßinstrumente, die hauptsächlichsten Luftströmungen der Erde und auch die Erscheinungen der atmosphärischen Elektrizität werden ziemlich eingehend behandelt.

Der aerodynamische Teil geht noch nicht weit auf die praktischen Anwendungen ein; das bleibt ja dem oder den weiteren Bänden vorbehalten. Die theoretische Aerodynamik wird kurz gestreift, einiges über Wirbel, Unstetigkeitsflächen usw. vorgetragen, der Widerstand von Luftschiffkörpern u. dgl. nach den bekannten Arbeiten von Prandtl und der Göttinger Modellversuchsanstalt dargestellt, die auch beschrieben und abgebildet ist. Die Wirkung der Drachenflächen wird zunächst durch Vergleich mit der schiefen Ebene erläutert, weiterhin wird die Wirkung gewölbter Flügel nach der Kuttaschen Zirkulationsströmung, daneben allerdings auch noch nach einer, wegen ihrer Einfachheit sehr beliebten, aber ganz unhaltbaren Parabelformtheorie erörtert. Etwas ausführlichere Zahlenangaben nach den bekannten Messungsergebnissen wären hierzu vielleicht am Platze gewesen.

Zur Luftschraubenfrage bringt das Buch nur die Theorie der »vollkommenen Schraube« in wörtlicher Wiedergabe meiner Darstellung¹⁾. Diese Theorie hat zwar den Vorzug frei zu sein von unsicheren Annahmen über die Wirkung der Luft an den Schraubenflügeln. Aber sie leistet nichts für praktische Propellerberechnungen und sollte nur einen allgemeinen Vergleichsmaßstab für Luftschraubenprüfungen geben. Praktisch sind die, auf der Froudeschen Betrachtungsweise fußenden, zwar in ihren Grundlagen unsicheren, aber praktisch immerhin leidlich bewährten Berechnungsarten wichtiger, wie sie u. a. von Lanchester, Drzewiecky, Eberhardt und in vollständiger Weise neuerdings von Reißner ausgearbeitet worden sind.

Schließlich werden die verschiedenen Versuchsmethoden für Luftwiderstandsforschungen und die bedeutendsten Versuchsanstalten kurz dargestellt.

Im ganzen bietet das Buch eine Fülle anregenden Stoffes und das Studium der klaren Darlegungen, besonders aus der Mechanik, ist dem, der sich ohne gründliche Vorbildung auf diesem Gebiete mit dem Luftfahrzeugbau befassen will, warm zu empfehlen.

F. Bendemann.

¹⁾ Zeitschr. d. Vereins Deutscher Ingenieure 1910, S. 790/91.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Vereins Deutscher Flugtechniker.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER

ING. ANSBERT VORREITER

BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS

DR. L. PRANDTL

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL

DR. N. JOUKOWSKY

DR.-ING. H. REISSNER

DR.-ING. F. BENDEMANN

PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. R. EMDEN

PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

DR. FRITZ HUTH

R. KNOLLER

PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

DR. C. RUNGE

PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

DR. S. FINSTERWALDER

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

GEH. REG.-RAT E. JOSSE

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. A. VON PARSEVAL

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

A. WAGENER

PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DARMSTADT

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

30. März 1912.

Heft 6.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bulowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Über die Konturen der Tragflächen der Drachenflieger. Von Prof. N. Joukowsky, Moskau. (Fortsetzung.) S. 81.
Duchenes Grundlagen für die Beurteilung und Verbesserung eines Flugzeuges. Von Dipl.-Ing. A. Betz. S. 86.

Der Gang der Füllungstemperatur in einem Luftschiff und sein Einfluss auf die statische Steigkraft. Von K. Bassus. S. 90.
Flugschau. S. 92.
Patentschau. S. 92.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Über die Konturen der Tragflächen der Drachenflieger.

Von Prof. N. Joukowsky, Moskau. (Fortsetzung.)¹⁾

§ 7. Um die Versuche an Platten anzustellen, welche sich den unendlich langen nähern, habe ich nach der Idee meines Schülers P. Sokoloff für das aerodynamische Laboratorium an der Moskauer Technischen Hochschule ein rechteckiges Rohr gebaut, dessen Weite in der horizontalen Richtung 150 cm und in der vertikalen 30 cm beträgt und dessen Bild auf der Fig. 6 wieder gegeben wird.

Ein Sirokko-Ventilator saugt die Luft durch das hintere zylindrische Ende des Rohres hinaus, wobei die Geschwindigkeit im Rohre bis 22 m in der Sekunde gebracht wird. In der Fig. 7 ist ein Diagramm gegeben, welches die Verteilung der Geschwindigkeiten im rechteckigen Querschnitt des Rohres zeigt.

Eine flügelartige Platte AA CC (Fig. 8), die einen Ausschnitt der Tragfläche eines Drachenfliegers dar-

stellt, der durch zwei parallele vertikale Ebenen parallel zur Achse des Drachenfliegers ausgeschnitten ist, wird ins Rohr gestellt, indem das vordere Glas aufgehoben wird. Die Stange B, welche an der Platte befestigt ist, geht durch eine Öffnung in dem mittleren Querrahmen des Rohres (deren Durchmesser ein wenig größer als der Durchmesser der Stange ist) und wird mit dem Röhrchen H verbunden, das fest mit dem Rah-

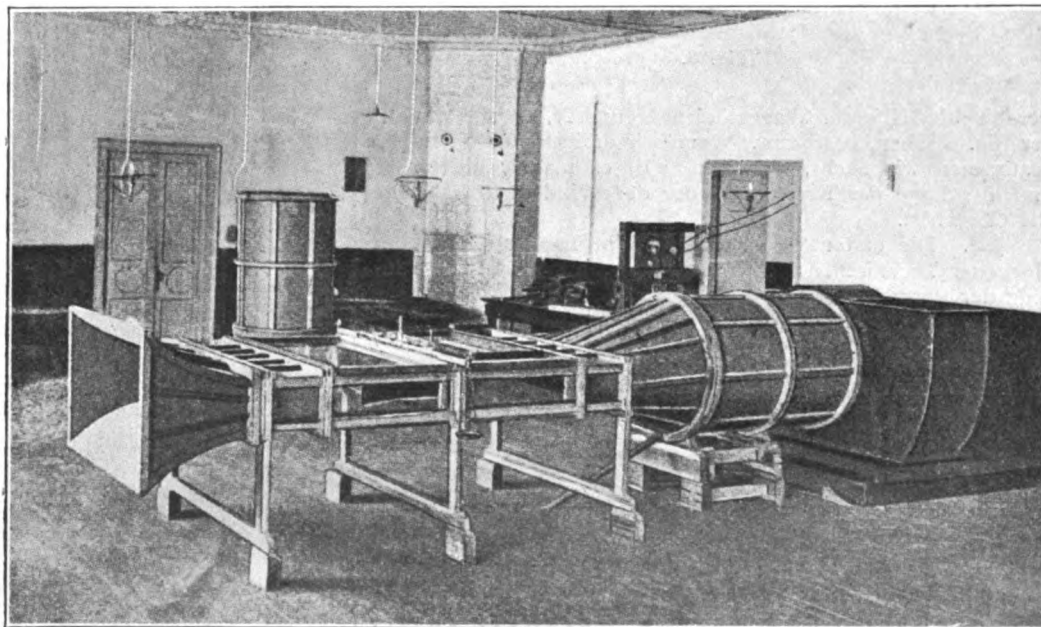


Fig. 6.

¹⁾ Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftschiff. 1910.

men DEF vereinigt ist. In diesen Rahmen ist eine Scheibe aus Spiegelglas eingesetzt, welche auf der horizontalen Spiegelglasfläche des Rohres auf drei Kugeln rollt. Infolge dieser Anordnung kann die Platte $AA'CC'$, welche ein ganzes mit dem

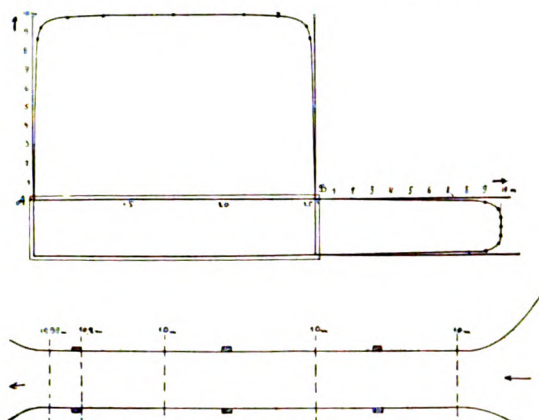


Fig. 7.

auf den Kugeln rollenden Rahmen DEF bildet, nur Bewegungen parallel zur horizontalen Fläche ausführen. Der rollende Rahmen kann nach Wunsch in den drei Punkten D , E und F drehbar gefestigt werden. Die statischen Momente des Winddruckes auf die Platte in bezug auf diese Punkte

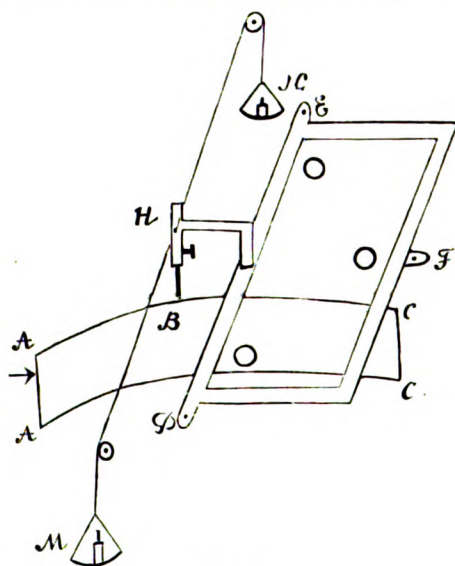


Fig. 8.

werden mit Hilfe der Wageschalen M und N , welche wir auf der Fig. 6 sehen, bestimmt. Wenn wir drei Momente kennen, bestimmen wir leicht, wie Eiffel¹⁾ es macht, die Größe und die Lage der Kraft, mit der der Wind auf die Platte $AA'CC'$ wirkt.

§ 8. Die ersten Beobachtungen im flachen Rohre der Moskauer Technischen Hochschule bezogen sich auf die Prüfung der Formel:

$$P = 4\pi a \sin^2 \frac{\alpha}{2} \rho V^2 \quad \dots \quad (1')$$

die durch Einführung des Wölbungspeiles

$$h = 2a \sin^2 \frac{\alpha}{2} \quad \dots \quad (13)$$

folgende Form annimmt

$$P = 2\pi \rho h V^2 \quad \dots \quad (14)$$

Diese Gleichung enthält das interessante Theorem von Prof. S. Tschaplinin: die Auftriebskraft von gewölbten Tragflächen, deren Sehne in die Richtung der Geschwindigkeit fällt,

hängt nicht von deren Tiefe ab und ist für alle Flächen, die eine und dieselbe Wölbungshöhe haben, gleich.

Es wurden aus einer 3 mm dicken Zinkplatte vier Flächen (Fig. 8) von der Tiefe $AC = 120, 240, 360$ und 480 mm bei der allgemeinen Wölbungshöhe $h = 10$ mm und der Breite $AA' = 290$ mm gemacht. Die Platten wurden in unser Rohr so eingehängt, daß die Punkte AA' vom oberen und unteren Spiegelglase 5 mm weit entfernt waren. Die Geschwindigkeit im Rohre wurde von 11 bis 20 m/sec verändert. Die Beobachtungen haben gezeigt, daß die Auftriebskraft sich mit der Zunahme der Plattentiefe nur unbedeutend vergrößerte. Wir geben hier die Resultate der Beobachtungen, wobei eine Größe $2K$ so berechnet wurde, daß man die Auftriebskraft P in Kilogrammen durch das Quadrat der Geschwindigkeit und durch die Fläche $0,29 h$ in Quadratmetern teilte.

Wölbung $1/12$.

V (m/sec)	P (kg)	$2K$
11,15	0,164	0,46
13,70	0,249	0,46
15,35	0,296	0,44
17,00	0,358	0,43
18,70	0,420	0,42
21,10	0,520	0,43

Wölbung $1/24$.

V	P	$2K$
11,15	0,187	0,52
13,55	0,233	0,52
15,35	0,281	0,42
19,25	0,416	0,39
20,45	0,496	0,41

Wölbung $1/36$.

V	P	$2K$
11,50	0,243	0,62
14,50	0,314	0,51
15,75	0,371	0,52
16,45	0,434	0,55
18,50	0,502	0,50
20,15	0,618	0,53

Wölbung $1/48$.

V	P	$2K$
11,60	0,240	0,61
12,30	0,314	0,71
14,90	0,347	0,54
16,35	0,459	0,60
18,70	0,539	0,53
19,55	0,660	0,60

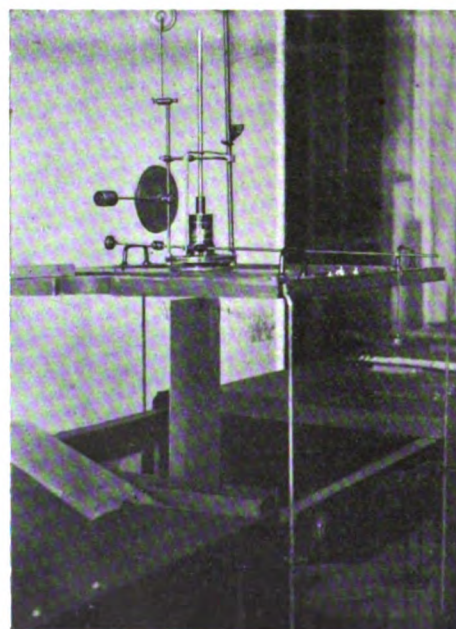


Fig. 9.

¹⁾ La technique aéronautique 1910, p. 310.

Wir sehen, daß man den Koeffizient $2K$ im Mittel gleich 0,5 bekommt, während er theoretisch gleich $2\pi\theta = 0,78$ sein sollte. Um zu zeigen, daß die Breite des rechteckigen Rohres auf das Resultat wenig Einfluß hat, wenn nur das Modell sich mit den Enden an seine untere und obere Wand lehnen könnte, wurden die analogen Beobachtungen an dem quadratischen Kanal des aerodynamischen Laboratoriums der Moskauer Universität gemacht, welches eine Öffnung von $0,63 \times 0,63$ qm hat. In diesem Kanal wurden bei Geschwindigkeiten von 3 bis 7 m/sec Platten aus demselben Material wie die ersten bei derselben Wölbungshöhe von 10 mm geprüft; diese Platten hatten aber eine Tiefe von 160, 200, 300 mm. Die Breite der Platten war 60 cm, so daß sie von den Rändern des Rohres 15 mm weit entfernt waren. Auf Fig. 9 ist die Versuchseinrichtung bei aufgehobenem Deckel, auf welchem die die Platte unterstützende Wage befestigt ist, dargestellt.

Nach dem Hinstellen wurde der Deckel heruntergelassen und der Ventilator mit der gewünschten Geschwindigkeit in Gang gebracht. Die Resultate der Beobachtungen sind in den unten folgenden Tabellen gegeben:

Wölbung $1/16$.		
V	P	$2K$
3,2	0,027	0,44
3,7	0,038	0,46
4,1	0,047	0,47
4,6	0,055	0,43
5,3	0,075	0,45
5,9	0,100	0,48
6,6	0,130	0,49

Wölbung $1/20$.		
V	P	$2K$
3,3	0,027	0,42
3,8	0,042	0,48
4,2	0,053	0,50
4,7	0,067	0,50
5,3	0,085	0,51
5,8	0,100	0,50
6,6	0,125	0,47

Wölbung $1/33$.		
V	P	$2K$
3,3	0,027	0,46
3,8	0,035	0,45
4,1	0,045	0,49
4,7	0,056	0,47
5,3	0,068	0,44
5,9	0,085	0,45
6,6	0,107	0,45

Bei diesen Versuchen bekommt man den Koeffizienten $2K$ ein wenig kleiner als im flachen Rohre; vielleicht kommt dies daher, daß die Kanten der Platte weiter von den Wänden des Rohres entfernt waren, als bei den Versuchen in der Technischen Hochschule.

§ 9. Weiter wurden zwei Formen der Flächen, deren Konstruktion in § 4 und § 5 gezeigt ist, untersucht. Die genauen diesen Formen entsprechenden Konturen sind auf der Fig. 10 dargestellt.

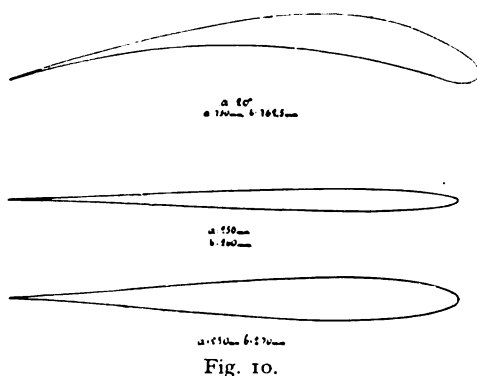


Fig. 10.

Die erste flügelartige Form hat den Parameter $a = 750$ mm, $b = 762,5$ mm, $\alpha = 20^\circ$ und die zweite, welche man nach mei-

ner Meinung bequem für die Kontur der Schiffsenden annehmen kann, hat den Parameter: $a = 250$ mm, $b = 260$ mm und für das andere Modell $a = 250$ mm, $b = 270$ mm.

Auf Fig. 11 und Fig. 12 sind die Diagramme der Koeffizienten nach der Bezeichnung von Eiffel¹⁾ K_y , K_x , $\frac{K_y}{K_x}$ für diese Formen gegeben und auch die Koeffizienten K_y' , K_x' , $\frac{K_y'}{K_x'}$ für den Kreisbogen und die Platte, welche diesen Formen zur Basis dienen. Für den Kreisbogen wurde $a = 750$ mm, $2\alpha = 40^\circ$ und die Sehne $d = 500$ mm und für die Platte die Tiefe $d = 500$ mm genommen.

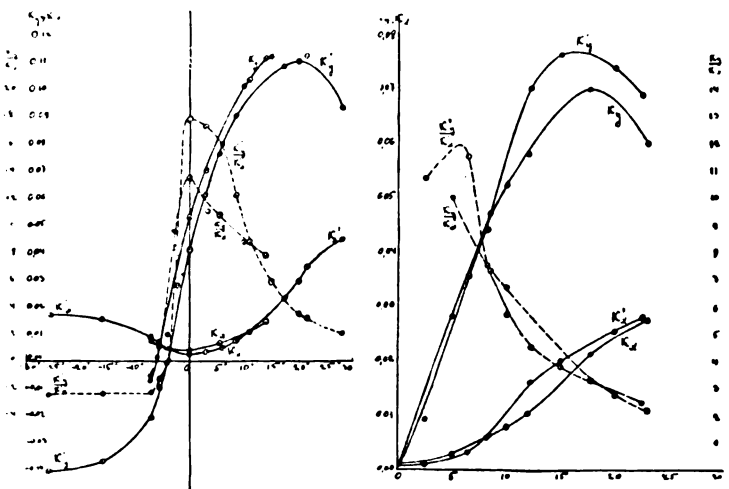


Fig. 11.

Fig. 12.

Eine Vergleichung dieser Diagramme, welche die mittleren Koeffizienten aus den Beobachtungen bei Geschwindigkeiten von 11 bis 20 m/sec darstellen, mit den Diagrammen von Eiffel, für das größte Längenverhältnis $6 (90 \times 15 \text{ mm})$, zeigt, daß man im Rohre der Moskauer Technischen Hochschule eine etwas größere Auftriebskraft erhält, was aber zu erwarten war, weil die Beobachtungen in diesem Rohre sich den Werten für die unendlich langen Platten nähern. Auf den Diagrammen 11 und 12 erhält man, ebenso wie bei Eiffel, den größten Koeffizienten K_y für die Platte und für den Kreisbogen bei $\beta = 15^\circ$, nur hat er für die Platte den Wert 0,08 anstatt 0,05 bei Eiffel, und für den Kreisbogen 0,10 anstatt 0,08 bei Eiffel (ungefähr bei der gleichen Wölbung, welche bei unserem Modell $\frac{1}{11,4}$ und bei Eiffel $\frac{1}{13,5}$ ist).

Gleichmaßen wurde der Wert von K_y bei $\beta = 0$ für unseren Kreisbogen gleich 0,07 und für die flügelartige Form gleich 0,05 erhalten; während er für den von Eiffel untersuchten Bogen gleich 0,02 bestimmt wurde. Die Vergleichung der Diagramme der flügelartigen Form und der Ruderform mit den Diagrammen ihrer Basislinien führt zu dem Schlusse, daß bei den geringen Winkeln β die Auftriebskraft für die ersteren größer als für die letzteren ist, was den Formeln 8) und 10) entspricht. Der negative Winkel, bei welchen $P = 0$ wird, zeigt sich auf dem Diagramm 11) für den Kreisbogen gleich $4,03$ und für die flügelartige Kontur gleich 6° , während der theoretische Winkel $-\frac{\alpha}{2} = -10^\circ$ wäre. Wenn wir den Koeffizienten Q für die flügelartige Kontur nach dem Werte $K_y = 0,053$ für den Fall $\beta = 0$ bestimmen werden, müssen wir die Gleichung

$$0,053 = K \sin \frac{\alpha}{2}$$

benutzen. Hier muß man, nach der Theorie $\frac{\alpha}{2} = 10^\circ$ annehmen und dann bekommt man:

$$K = \frac{0,053}{\sin 10^\circ} = 0,31$$

¹⁾ Eiffel. La résistance de l'air et de l'aviation. Revue technique et pratique des locomotions aériennes 1911, Nr. 12.

Wenn wir aber den Koeffizient K aus den Werten von K_y bei 10° für den Bogen und für die flügelartige Kontur bestimmen, finden wir, indem wir bemerken, daß auf dem Diagramm der Fig. 11 für $\beta = 10$, $K_y = 0,101$, $K_y' = 0,094$, daß der experimentelle Winkel $\frac{\alpha}{2}$, welcher nach $P = 0$ bestimmt wurde, für den Bogen gleich $-4,3^\circ$ und für die flügelartige Kontur gleich $-6,0^\circ$ ist: für den Bogen:

$$K = \frac{0,094}{\sin(4,3^\circ + 10^\circ)} = 0,38;$$

für die flügelartige Kontur:

$$K = \frac{0,101}{\sin(6^\circ + 10^\circ)} = 0,37.$$

Ebenso finden wir für das Ruder aus dem Diagramm der Fig. 12 bei $\beta = 10^\circ$

$$K_y = 0,052, \text{ woraus}$$

$$K = \frac{0,052}{\sin 10^\circ} = 0,30.$$

§ 10. In meinem Aufsatz »Über die Tragflächen der Drachenflieger des Typus Antoinette«¹⁾, ist eine Formel gegeben, welche die Tragkraft der Konturen ausdrückt, die von zwei einander schneidenden Kreisbogen begrenzt sind, wie sie für die Umrisse der Flügel im Drachenflieger Antoinette angenommen sind.

Dieselbe Formel ist im neuen Aufsatz von Prof. K u t t a »Über ebene Zirkulationsströmung nebst flugtechnischen Anwendungen«²⁾ abgeleitet. Diese Formel ist mit der am Anfang dieser Arbeit für den Kreisbogen gegebenen Formel 2) analog und hat die Form:

$$P = 4\pi\rho a \left(\frac{2}{n}\right) \sin \frac{\alpha}{2} \sin \left(\frac{\alpha}{2} + \beta\right) V^2 \quad (15)$$

wobei

$$\left. \begin{aligned} n &= 2 - \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{\pi} \\ \alpha &= \frac{\alpha_1 + \alpha_2}{n} \end{aligned} \right\} \quad (16)$$

und $2\alpha_1$ und $2\alpha_2$, die in Bogenmaß ausgedrückten Winkel sind, welche dem stärker gewölbten und dem weniger gewölb-

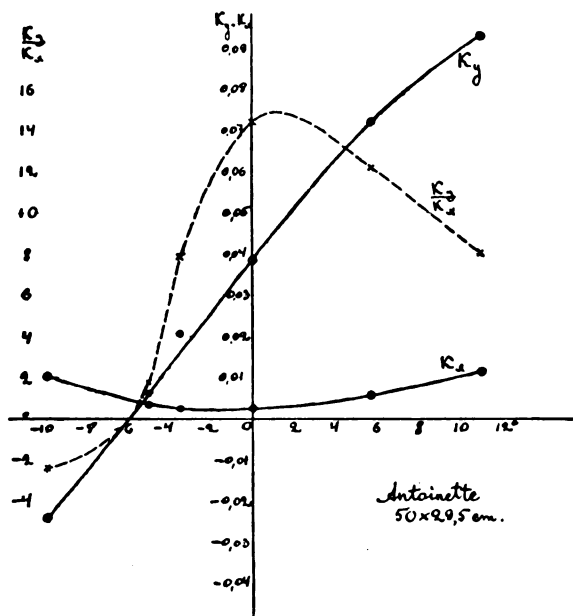


Fig. 13.

ten Bogen entsprechen, und α der dem Winkel 2α bei derselben Sehne d entsprechende Radius ist. Aus der Formel 16)

¹⁾ Moskauer physikalische Sektion der kaiserlichen Gesellschaft der Freunde der Naturkunde, B. 15, S. 2.

²⁾ Sitzungsberichte der Kgl. Bayerischen Akademie der Wissenschaften 1911.

sieht man, daß der Bogen 2α zwischen den Bogen $2\alpha_1$ und $\alpha_1 + \alpha_2$ eingeschlossen ist.

Der gezeigte Typus der Kontur ist für die Tragflächen im Drachenflieger Antoinette angenommen. Dabei wurde der Spezialfall, bei welchem $\alpha_2 = 0$, von R a t e a u untersucht und von ihm für die Kontur der Flügelquerschnitte von Propellern vorgeschlagen. In unserem flachen Rohre wurden zwei

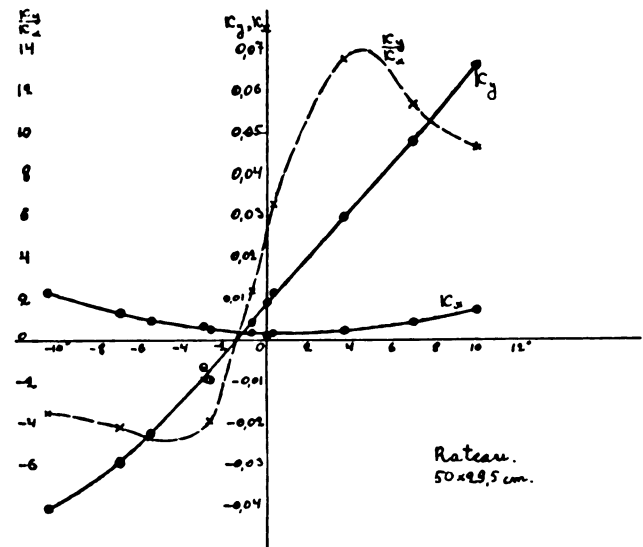


Fig. 14.

Modelle mit der Sehne $d = 500$ mm untersucht. Das erste Modell hatte die Winkel $\alpha_1 = 22,3^\circ$, $\alpha_2 = 7,6^\circ$ und das zweite $\alpha_1 = 19,2^\circ$, $\alpha_2 = 0$, d. h. es gehörte zum Typus von R a t e a u. Die Diagramme für diese Modelle, welche bei der Geschwindigkeit von 13,7 m/sek bestimmt wurden, sind auf der Fig. 13 und Fig. 14 dargestellt.

Nach der Formel 16) muß man für das erste Modell

$$n = 2 - \frac{14,7^\circ}{180^\circ} = 1,92,$$

$$\alpha = \frac{29,9^\circ}{1,92} = 15,6^\circ,$$

$$\frac{2}{n} = 1,04$$

annehmen.

Infolge dieser Größen wäre der theoretische negative Winkel, bei welchem $P = 0$ ist

$$-\frac{\alpha}{2} = -7,8^\circ$$

gewesen, während wir ihn auf dem Diagramme zu -6° bekommen. Bei $\beta = 11^\circ$ bekommen wir $K_y = 0,095$, so daß wir K aus folgender Formel bestimmen können:

$$0,095 = \frac{2}{n} K \sin(6^\circ + 11^\circ) = K \sin(17^\circ)$$

$$K = \frac{0,095}{1,04 \sin(17^\circ)} = 0,31.$$

Was aber die Kontur des Typus Rateau anbetrifft, gibt uns Fig. 14 sowohl die Auftriebskraft als auch den negativen Winkel, bei welchem $P = 0$, kleiner als die Theorie es fordert. Für den betrachteten Fall haben wir nach der Formel:

$$n = 2 - \frac{19,2^\circ}{180^\circ} = 1,89,$$

$$\alpha = \frac{19,2^\circ}{1,89} = 10,15^\circ,$$

$$\frac{2}{n} = 1,06.$$

Man bekommt auf dem Diagramm den negativen Winkel, bei welchem $P = 0$, anstatt

$$-\frac{\alpha}{2} = -5,07^\circ,$$

gleich $-10^{\circ} 30'$; gleichermaßen gibt auch auf dem Diagramm die größte bei 10° erhaltene Auftriebskraft den Koeffizienten $K_v = 0,066$, einen ziemlich kleinen Wert, denn wenn wir nach ihm K berechnen, erhalten wir

$$K = \frac{0,066}{1,06 \sin (11^{\circ} 30')} = 0,31.$$

§ 11. Jetzt wollen wir zur Frage des Druckmittelpunktes übergehen. In meinem oben erwähnten Aufsätze »Über die Tragflächen der Drachenvlieger des Typus Antoinette« ist eine Formel gegeben, welche die Lage des Druckmittelpunktes auf der Sehne d der Kontur ausdrückt, durch eine Funktion des Winkels β , welchen die Strömungsrichtung mit dieser Sehne bilden:

$$x = \frac{d}{2} - \frac{d}{4} \left\{ (1 + \epsilon) \frac{\cos \left(\frac{\alpha}{2} + \beta \right)}{\cos \frac{\alpha}{2} \cos \beta} + 1 + \frac{1}{1 + \epsilon} \frac{\cos \frac{\alpha}{2} \sin \beta}{\sin \left(\frac{\alpha}{2} + \beta \right)} \right\} \quad (17)$$

$$x = \frac{d}{2} - \frac{d}{2h} \left\{ \frac{\cos \left(\frac{\alpha}{2} + \beta \right)}{\cos \frac{\alpha}{2} \cos \beta} + n - 1 + \frac{n^2 - 1}{3} \frac{\cos \frac{\alpha}{2} \sin \beta}{\sin \left(\frac{\alpha}{2} + \beta \right)} \right\} \quad (18)$$

In diesen Formeln ist x die Entfernung des Druckmittelpunktes von der Mitte der Sehne d , wobei die Richtung nach der Austrittskante der Platte positiv gerechnet ist. Die Formel 17) bezieht sich auf die flügelartigen Konturen, wobei $\epsilon = \frac{b-a}{a}$ ist; die Formel 18) bezieht sich auf die Konturen des Typus Antoinette, wobei n die in der Formel 10) angegebene Bedeutung hat.

Auf Fig. 15 ist das Diagramm der Druckmittelpunkte gegeben, welches aus den Beobachtungen

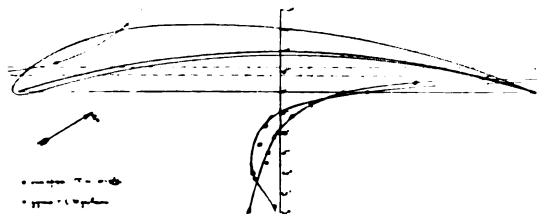


Fig. 15.

im flachen Rohre der Moskauer Technischen Hochschule für die oben beschriebene flügelartige Kontur und den der Kontur zur Basis dienenden Kreisbogen erhalten wurde.

Dabei sind die Beobachtungen über den Bogen durch o und über die flügelartige Kontur durch x bezeichnet.

Auf der Fig. 16 ist das theoretische Diagramm für die erwähnte flügelartige Kontur dargestellt, welches nach der Formel 17) berechnet wurde.

Auf der Fig. 17 ist das Diagramm gegeben, welches bei den Untersuchungen über die oben beschriebene Kontur von Rateau im flachen Rohr erhalten wurde und auf der Fig. 18 ist das nach der Formel 18) gezeichnete Diagramm dieser in Kontur gegeben.

Wir sehen, daß diese theoretischen und experimentellen Diagramme ziemlich ähnlich sind, nur liegen die Asymptoten der theoretischen Kurven höher als die der experimentellen, wobei der Fall $\beta = 0$ nach den Formeln 17) und 18) der Lage des Druckmittelpunktes in der Mitte der Sehne gibt, während er in Wirklichkeit etwas mehr nach der Austrittskante zu liegt.

Wenn wir in der Formel 17) $\alpha = 0$ annehmen, erhalten wir den Fall des oben beschriebenen Ruders. Er gibt uns

$$x = -\frac{d}{4} \left(\epsilon + \frac{1}{1 + \epsilon} \right) \quad (19)$$

Die Formel 19) zeigt, daß nach der Theorie der Druckmittelpunkt des Ruders sich etwas weniger als $\frac{d}{4}$ von der Eintrittskante entfernt befinden sollte. Wenn α sehr klein ist, geht diese Entfernung in $\frac{d}{4}$ über, was von Prof. Kutta gezeigt wurde. Auf der Fig. 19 sind die experimentellen Diagramme der

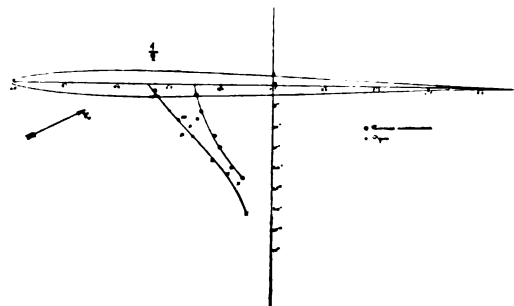


Fig. 19.

Druckmittelpunkte für die oben beschriebene Form des Ruders und für die dem Ruder zur Basis dienenden Geraden gegeben.

Dabei sind die Punkte der Beobachtungen für das Ruder durch x und die für die Platte durch o bezeichnet.

Die Beobachtungen bestätigen, daß für die kleinen Winkel bis 5° die Lage des Druckmittelpunktes des Ruders unverändert annähernd auf $\frac{1}{4}$ der Länge des Ruders von der Eintritts-

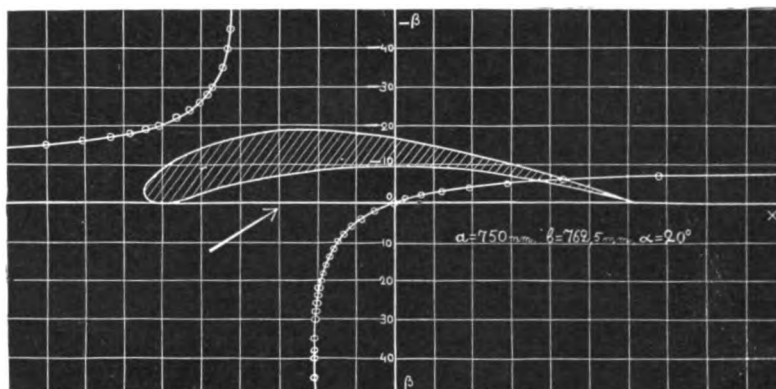


Fig. 16.

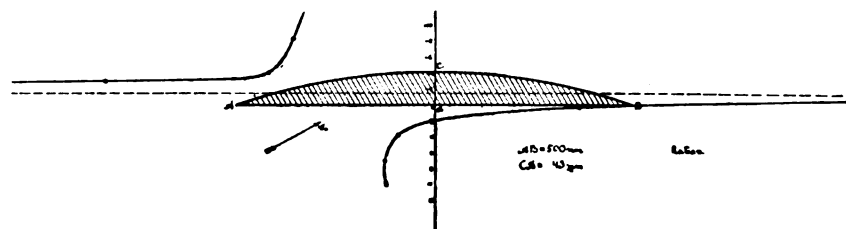


Fig. 17.

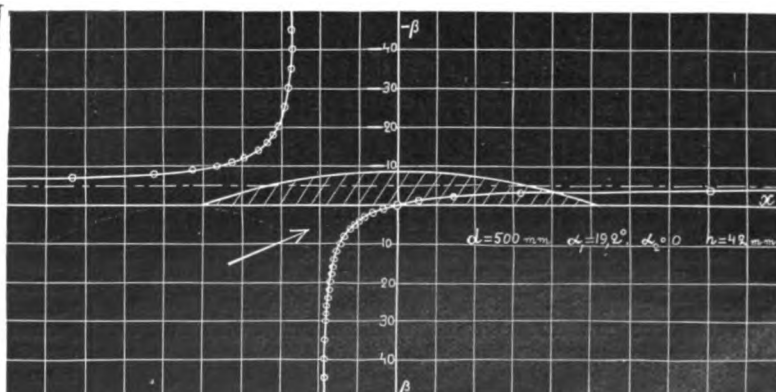


Fig. 18.

kante bleibt. Für die Platte ist diese Entfernung größer. Nachdem nähert sich der Druckmittelpunkt mit dem Anwachsen des Winkels β der Mitte der Sehne. Den großen Unterschied zwischen dem experimentellen Diagramm und seiner theoretischen Form muß man in diesem Falle in der Bildung eines Flüssigkeitsstrahles auf der Eintrittskante suchen.

§ 12. Der schwierigste Teil in der Theorie der Tragflächen der Drachenflieger ist die Bestimmung der Widerstandskraft, welche der Flüssigkeitsstrom bewirkt.

Auf dem Diagramm der Fig. 11 sieht man, daß bei $\beta = 0$

$$K_x' = 0,0025 = K_0.$$

Wenn man diesen Koeffizienten der Reibung der Luft an der Oberfläche des Modells zuschreibt, muß man ihn noch durch zwei teilen, weil die Reibungskraft auf der oberen und unteren Seite des Modells wirkt, während man auf unseren Diagrammen den Koeffizienten K_x berechnete, indem man die Widerstandskraft in der Richtung des Flüssigkeitsstromes durch das Quadrat der Geschwindigkeit und durch die Fläche des Modells teilte, wobei nur eine Seite in Rechnung gezogen ist.

Wir bekommen:

$$\frac{K_0}{2} = 0,0012.$$

Dieser Koeffizient ist fünfmal größer als der von O. Föppl gefundene Koeffizient der Reibung an ebenen Flächen. Mit der Vergrößerung des Winkels β vergrößert sich die Größe K_x , wobei die Kurve $K_x = F(\beta)$ bei den geringen Winkeln die Form einer Parabel hat, welche eine nach unten gewandte Wölbung und als Achse die Ordinatenachse unserer Diagramme hat. Wollen wir K_x in zwei Teile K_0 und K_1 und damit übereinstimmend die ganze Widerstandskraft Q in zwei Teile Q_0 und Q_1 zerlegen. Die Kraft Q_1 ist die Projektion der von Prof. Kutta gefundenen Kraft T , welche in der Formel 6) dieses Aufsatzes auftritt, auf die Stromrichtung und kann daraus bestimmt werden

$$Q_1 = T \cos(\alpha - \beta) = 4\pi \rho V^2 a \sin \frac{\alpha}{2} \cos(\alpha - \beta) \cos^3 \frac{\alpha}{2} \sin^2 \beta$$

$$= \pi \rho V^2 f \cos^3 \frac{\alpha}{2} \cos \alpha \cos \beta \sin^2 \beta + \pi \rho V^2 f \cos^3 \frac{\alpha}{2} \sin \alpha \sin^3 \beta \quad (20)$$

Aus dieser Formel sieht man, daß der rechte Teil der Kurven K_x' ein wenig höher liegt als der linke, was mit dem Diagramm 11) übereinstimmt. Wenn wir die Glieder der dritten Ordnung in bezug auf die kleinen Größen α und β vernachlässigen, können wir den Ausdruck der ganzen Kraft Q in folgender Form darstellen:

$$Q = \pi \rho f \left(\sin^2 \beta + \frac{K_0}{\pi \rho} \right) V^2 \dots \quad (21)$$

Die Beobachtungen geben für den Koeffizienten K dieser Formel kleinere Werte, als den theoretischen $\pi \rho = 0,39$. Wollen wir auf dem Diagramm 11) $\beta = 10^\circ$ annehmen, so finden wir:

$$K_x' = \frac{Q}{f V^2} = 0,01.$$

Daraus folgt, daß:

$$K = \frac{0,01 - 0,0012}{\sin^2 10^\circ} = 0,29.$$

Am Ende meines Aufsatzes »Über die Tragflächen der Drachenflieger des Typus Antoinette« bestimme ich die Wirkung der von der Eintrittskante weglauenden Wirbel auf die gewölbte Platte, welche unter der Bedingung, daß die Geschwindigkeit der Flüssigkeit an der Eintrittskante endlich sei, bestimmt wurden. Dabei zeigt sich, daß diese Wirkung durch die oben erwähnte Kraft T , welche von Prof. Kutta gegeben wurde, ausgedrückt wird.

Duchènes Grundlagen für die Beurteilung und Verbesserung eines Flugzeuges.

Von Dipl.-Ing. A. Betz.

Capitaine Duchène hat in der Zeitschrift »La Technique Aéronautique«¹⁾ unter dem Titel »Apprécier un aéroplane donné L'améliorer, s'il y a lieu« interessante Zusammenhänge zwischen den Eigenschaften eines Flugzeuges, seines Motors und seines Propellers klargelegt. Bei der großen Bedeutung, die derartigen Betrachtungen für die Konstruktion von Flugzeugen zukommt, erscheint es wünschenswert, wenn auch in einer deutschen Zeitschrift auf diese Arbeit hingewiesen wird²⁾. Es soll daher im folgenden, allerdings nur in kurzen Umrissen, der Gedankengang der Duchène'schen Untersuchung wiedergegeben werden.

Duchène setzt zunächst zur Beurteilung eines Flugzeuges folgende zwölf Angaben als gegeben voraus:

1. Das Gewicht in betriebsfertigem Zustande Q .
 2. die Größe der Tragfläche F ,
 3. die Normalleistung des Motors N (PS) und die zugehörige Tourenzahl n ,
 4. den Durchmesser der Schraube D und ihre Steigung H (Steigungsverhältnis H/D),
 5. die Tourenzahl der Schraube am Stand n_0 ,
 6. die Tourenzahl der Schraube bei normaler Fahrgeschwindigkeit n_r ,
 7. die normale Fahrgeschwindigkeit v und den Einfallswinkel i , den dabei die Fahrtrichtung mit der Sehne der Tragfläche bildet,
 8. die Widerstandskoeffizienten der Tragfläche $a = \frac{A}{F v^2}$ und $w = \frac{W}{F v^2}$, wobei A und W Auftrieb und Widerstand bedeuten,
 9. die schädliche Fläche f , welche denselben Widerstand wie das Flugzeug ohne seine Tragflächen erzeugen würde,
 10. das Motordiagramm,
 11. das Propellerdiagramm.
- Bei Anwendung einer Übersetzung zwischen Motor und Propeller kommt noch hinzu
12. das Übersetzungsverhältnis μ .

Die Größen 1 bis 6 lassen sich ohne besondere Schwierigkeit ermitteln. Die Geschwindigkeit v kann man durch eine Reihe von Versuchsfahrten unter Berücksichtigung des Windes angenähert bestimmen. Zur Schätzung des Einfallswinkels schlägt Duchène vor, den Apparat im Fluge in einem geeigneten Moment zu photographieren. Die Widerstandskoeffizienten können ziemlich genau aus den bisherigen Ergebnissen der Modellversuche entnommen werden. Die schädliche Fläche ließe sich wohl ebenfalls durch Modellversuche ermitteln, vorläufig ist man jedoch in den meisten Fällen auf eine sehr oberflächliche Schätzung angewiesen; da der Widerstandskoeffizient der schädlichen Fläche zu 0,08 angenommen ist, so ergibt sich als Gesamtwiderstand des Flugzeuges:

$$W = (wF + 0,08 f) v^2.$$

Das Motordiagramm (Fig. 3 links) stellt die Abhängigkeit der Maximalleistung³⁾ von der Tourenzahl dar. So lange die Tourenzahl in normalen Grenzen bleibt, nimmt die Leistung proportional mit derselben zu, bei sehr raschen Umdrehungen jedoch machen sich verschiedene störende Einflüsse immer

¹⁾ Paris, Librairie aéronautique. Jahrg. 1911. Heft 36—40.

²⁾ Inzwischen hat Herr König in Heft 24 des letzten Jahrganges dieser Zeitschrift ganz ähnliche Ideen veröffentlicht. Doch ist er in seiner Arbeit nicht so eingehend auf die interessante Frage des Zusammenarbeitens von Motor und Propeller eingegangen. Auch die Methode, die erforderlichen Kurven zu suchen, ist in beiden Arbeiten nicht unwesentlich verschieden; während König sämtliche Werte durch Versuche mit dem fertigen Apparat feststellen will, gibt Duchène verschiedene, teils mehr, teils weniger genaue Verfahren an, um aus verhältnismäßig leicht zu bestimmenden Größen und unter Benutzung bereits bekannter Versuchsergebnisse zu dem gewünschten Resultat zu gelangen.

³⁾ D. h. die Leistung, die der Motor bei der betreffenden Tourenzahl im günstigsten Falle abgibt.

mehr geltend, die Leistung nimmt dann wieder ab. Durch Bremsversuche läßt sich dieser Zusammenhang zwischen Leistung und Tourenzahl unschwer ermitteln.

Zur Darstellung der Propellereigenschaften sind zwei Kurvenscharen nötig. Die eine gibt den erzielten Schub, die andere die erforderliche Leistung bei verschiedenen Tourenzahlen und Fahrgeschwindigkeiten an (Fig. 1 und 2). Die

so soll später gezeigt werden, wie die zur Beurteilung eines Flugzeuges nötigen Kurven auch angenähert aus den Angaben 3 bis 6 konstruiert werden können. Zunächst soll jedoch das Schraubendiagramm und sein Zusammenhang mit dem Motor- und Propellerdiagramm noch weiter untersucht werden.

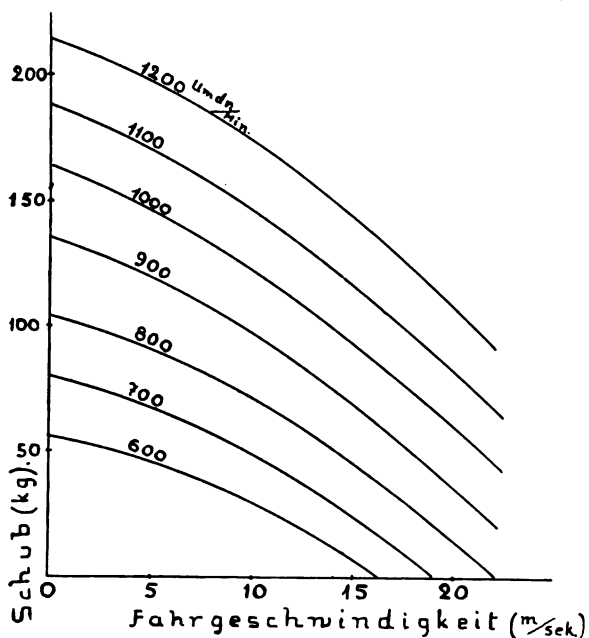


Fig. 1.

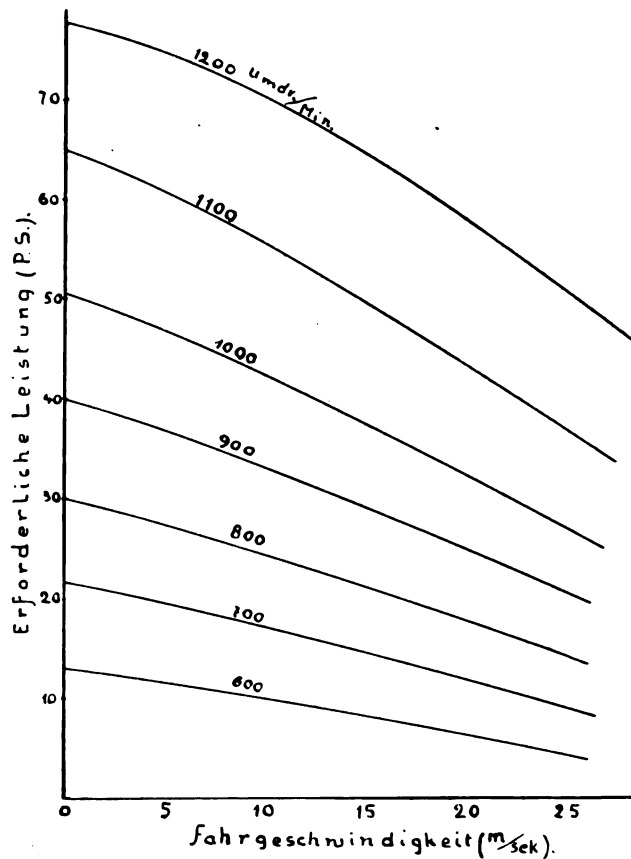


Fig. 2.

Werte lassen sich durch geeignete, allerdings ziemlich umständliche Versuchseinrichtungen genau ermitteln. Ist das Motor- und Schraubendiagramm bekannt, so sind darin ohne weiteres die Angaben 3 bis 6 enthalten. Da jedoch die Ermittlung dieser Diagramme, besonders des letzteren, Schwierigkeiten bietet,

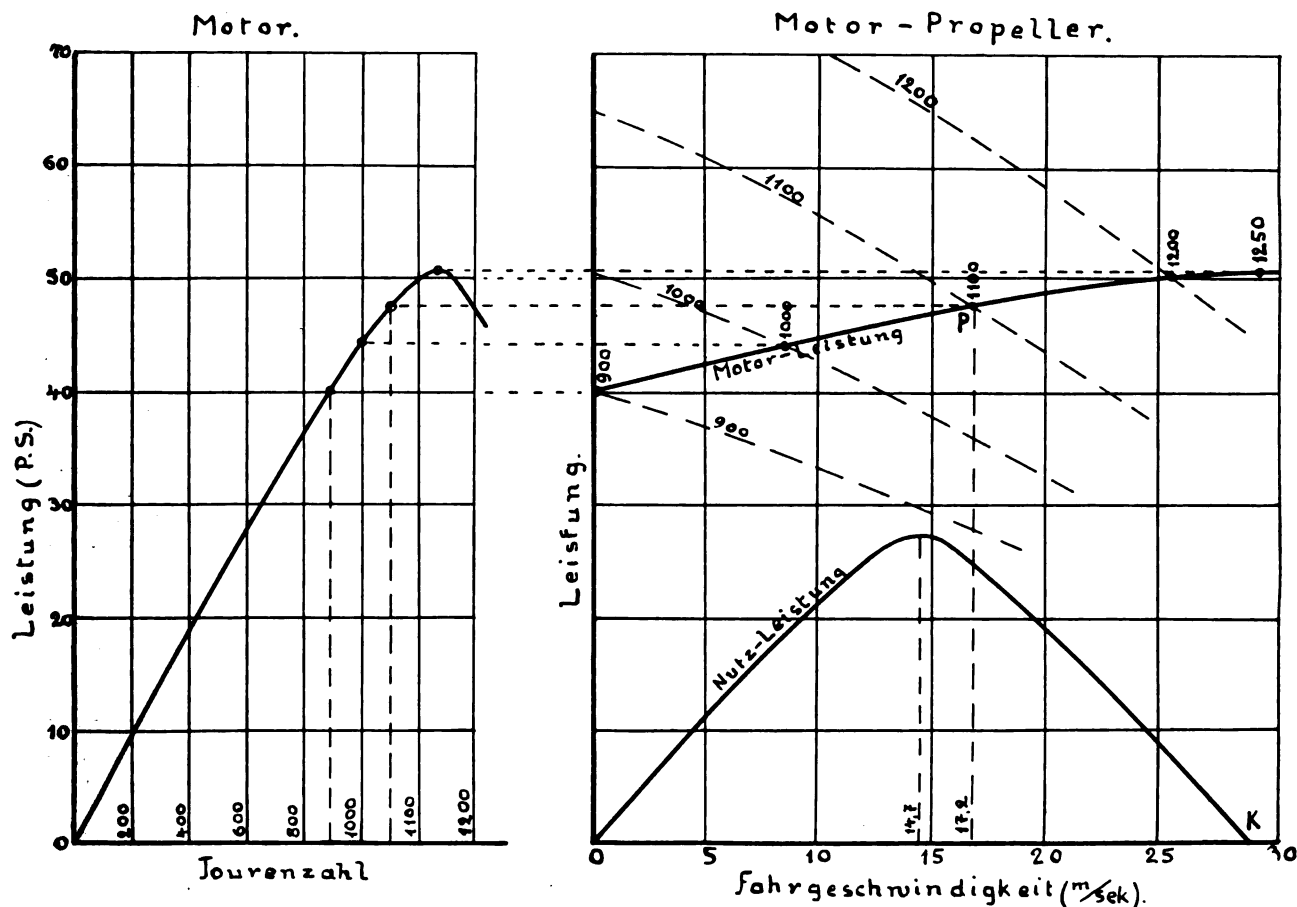


Fig. 3.

Aus Fig. 1 kann der Schub bei einer gegebenen Geschwindigkeit und Tourenzahl entnommen werden. Das Produkt aus Schub und Fahrgeschwindigkeit liefert die Nutzleistung des Propellers, diese läßt sich also aus dem Diagramm für jeden beliebigen Fall ermitteln.

Die Kurven der Fig. 2 stellen die zum Antrieb der Schraube erforderlichen PS dar. Da nun die Schraube durch einen Motor angetrieben wird, der bei einer gegebenen Tourenzahl die durch sein Diagramm festgelegte Maximalleistung abgibt, so leuchtet ohne weiteres ein, daß dieser Motor eine bestimmte Tourenzahl nur dann erreichen kann, wenn die Fluggeschwindigkeit ebenfalls einen ganz bestimmten Wert hat, nämlich so groß ist, daß der Propeller gerade so viel Energie verbraucht als der Motor liefert. Dieser Zusammenhang läßt sich durch einen Vergleich des Motor- mit dem zweiten Schraubendiagramm ermitteln (Fig. 3). Man wählt eine Tourenzahl, z. B. 1100, bestimmt aus dem Motordiagramm die zugehörige Leistung und sucht nun auf der Kurve des Schraubendiagrammes, welche für die Tourenzahl 1100 gilt, den Punkt P aus, welcher dieselbe Leistung angibt. Die zugehörige Abszisse ist dann die gesuchte Geschwindigkeit. Führt man dies für mehrere Tourenzahlen durch, so erhält man eine Kurve, welche den

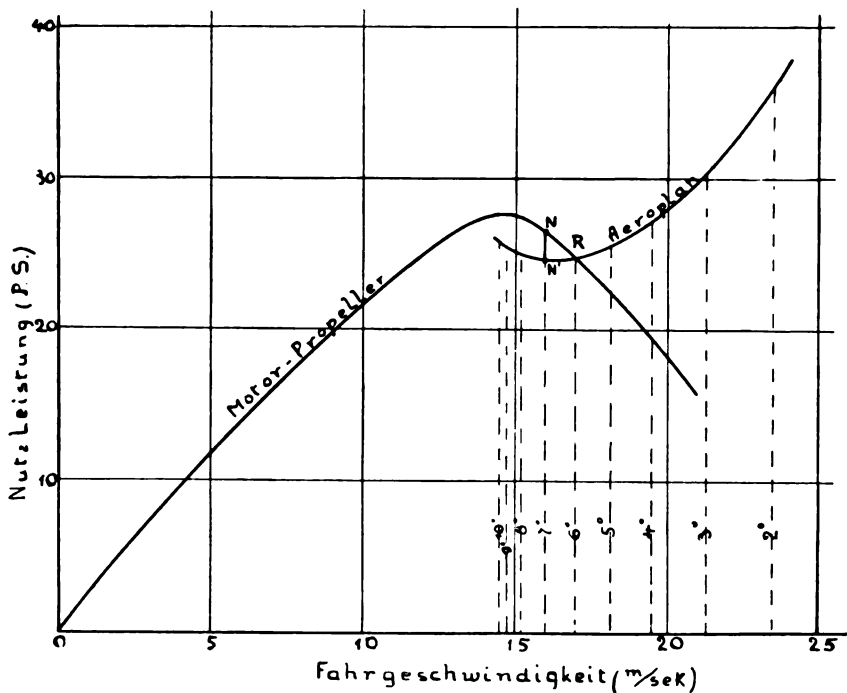


Fig. 4.

Zusammenhang zwischen Fahrgeschwindigkeit, maximaler Motorleistung und Tourenzahl angibt. Dieser Zusammenhang in Verbindung mit dem Diagramm 1 liefert endlich die bei den verschiedenen Fahrgeschwindigkeiten erreichbaren Nutzleistungen des Propellers.

Aus den Angaben 1, 2, 8 und 9 läßt sich ein das Flugzeug charakterisierendes Diagramm ableiten, das den Zusammenhang zwischen Fahrgeschwindigkeit und der erforderlichen Propellernutzleistung darstellt. Zwischen dem Auftriebskoeffizienten a , dem Gewicht Q des Flugzeuges, der Tragfläche F und der Geschwindigkeit v besteht die Beziehung:

$$Q = a F v^2$$

$$v = \sqrt{\frac{1}{a}} \sqrt{\frac{Q}{F}}$$

Da a für die einzelnen Einfallswinkel gegeben ist, so kann auch v für jeden dieser Winkel berechnet werden. Weiter ist die erforderliche Leistung gleich Gesamtwiderstand \times Geschwindigkeit $\times 1/75$.

$$N = \frac{(w \cdot F + 0,08 f) v^3}{75}$$

Hier sind w und nach obigem auch v als Funktionen des Einfallswinkels bekannt, es läßt sich also auch N für die verschiedenen Winkel berechnen. Da nun v ebenfalls in seiner

Abhängigkeit vom Einfallswinkel gegeben ist, so läßt sich unschwer der gewünschte Zusammenhang zwischen N und v herstellen¹⁾ (Fig. 4).

Bei dem von Duchêne gewählten Beispiel sind folgende Werte zugrunde gelegt:

Gewicht	$Q = 650 \text{ kg}$
Tragfläche	$F = 55 \text{ qm}$
schädliche Fläche	$f = 1,65 \text{ qm}$
normale Fahrgeschwindigkeit	$v = 17,2 \text{ m/sek}$
normaler Einfallswinkel	$i = 6^\circ$
Normalleistung des Motors	$N = 50 \text{ PS}$
zugehörige Tourenzahl	$n = 1200 \text{ Umdr./Min.}$
Schraubendurchmesser	$D = 2,6 \text{ m}$
Schraubensteigung	$H = 1,4 \text{ m}$
Tourenzahl am Stand	$n_0 = 900 \text{ Umdr./Min.}$
Tourenzahl bei normaler Fahrt	$n_r = 1100 \text{ Umdr./Min.}$

Außerdem sei bekannt, daß die größte mit dem Motor überhaupt erzielbare Leistung 51 PS betrage und bei 1250 Touren abgegeben werde.

Das Motordiagramm läßt sich auf Grund dieser Angaben ohne weiteres angenähert aufzeichnen, wenn man berücksichtigt, daß die Kurve vom Koordinatenanfangspunkt beginnend zunächst ziemlich geradlinig verläuft, durch den Punkt $n = 1200$, $N = 50$ geht und ihren höchsten Punkt bei $n = 1250$, $N = 51$ erreicht. Von der Kurve der Motorleistung im Schraubendiagramm sind folgende Punkte bekannt bzw. lassen sich unter Benutzung des Motordiagrammes konstruieren: $v = 0$, $n = 900$; $v = 17,2$, $n = 1100$; endlich ist noch die horizontale Tangente im obersten Punkte $N = 51$ gegeben. Diese wenigen Angaben genügen ebenfalls zur Not, um die ziemlich gestreckt verlaufende Kurve zu zeichnen. Es fehlt nun noch die Kurve der Nutzleistung der Schraube. Hiervon ist zunächst wieder der Koordinatenanfangspunkt gegeben. Der zweite Schnittpunkt K (Fig. 3) mit der Geschwindigkeitsachse ergibt sich aus der Überlegung, daß zur Erzielung eines Schubes der Weg, den die Schraubenachse während einer Umdrehung zurücklegt, kleiner sein muß als die Steigung²⁾. Der Schub und damit die Leistung 0 ergibt sich demnach für die Werte

$$v = H \cdot \frac{n}{60}$$

Man braucht sich nur hiernach zusammengehörige Werte von v und n auszurechnen und zu beobachten, wann diese mit den nach der Kurve der Motorleistung im Schraubendiagramm zusammengehörigen Werten übereinstimmen. Es zeigt sich, daß dies in unserem Falle bei $v = 29 \text{ m/sek}$ und $n = 1240$ zutrifft. Ein dritter Punkt ergibt sich aus den

Angaben über das Flugzeug, indem bei der normalen Fluggeschwindigkeit von $17,2 \text{ m/sek}$ die erforderliche Schraubenleistung (Widerstand \times Geschwindigkeit $\times 1/75$) $24,2 \text{ PS}$ beträgt. Endlich benutzt Duchêne noch Versuchsergebnisse des Capitaine Dorand³⁾, mit deren Hilfe er die Geschwindigkeit findet, bei welcher der Propeller seinen maximalen Wirkungsgrad hat. Sie beträgt $v = 14,7 \text{ m/sek}$. Auf Grund dieser Werte läßt sich auch diese Kurve angenähert zeichnen. Große Genauigkeit ist allerdings bei diesen Konstruktionen nicht zu erzielen, die Ermittlung der Kurven durch Versuche ist, wenn irgend möglich, entschieden vorzuziehen.

Als Endergebnis der bisherigen Betrachtungen haben wir zwei Kurven erhalten, die beide die Nutzleistung in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit darstellen; die eine bezieht sich auf die von dem Aggregat Motor-Propeller abgegebene, die

¹⁾ Duchêne hat diese Rechnungen ausführlich an einem Beispiel gezeigt. Da jedoch für einzelne der benutzten Zahlenwerte bis jetzt eine genügend sichere Grundlage fehlt, wurde von einer Wiedergabe Abstand genommen und nur die sich ergebende Kurve zur Darstellung gebracht.

²⁾ Bei gewölbten Profilen trifft dies allerdings nicht ganz zu, da ist ein etwas größerer Wert für die Steigung einzusetzen.

³⁾ Veröffentlicht in der Zeitschrift „La Technique Aéronautique“, Jahrg. 1910, Heft 21. — Vgl. die Besprechung der Dorand'schen Versuche von Prandtl, ds. Zeitschr. 1910, S. 160.

andere auf die vom Flugzeug verbrauchte Energie. Zeichnet man die beiden Kurven übereinander (Fig. 4), so gibt der Schnittpunkt R, welcher der größeren Geschwindigkeit ent-

schwindigkeit beträgt dann (mit Bezug auf Fig. 4) $\frac{NN' \cdot 75}{Q}$.
Oder man drosselt den Motor, so daß die Kurve Motor-Pro-

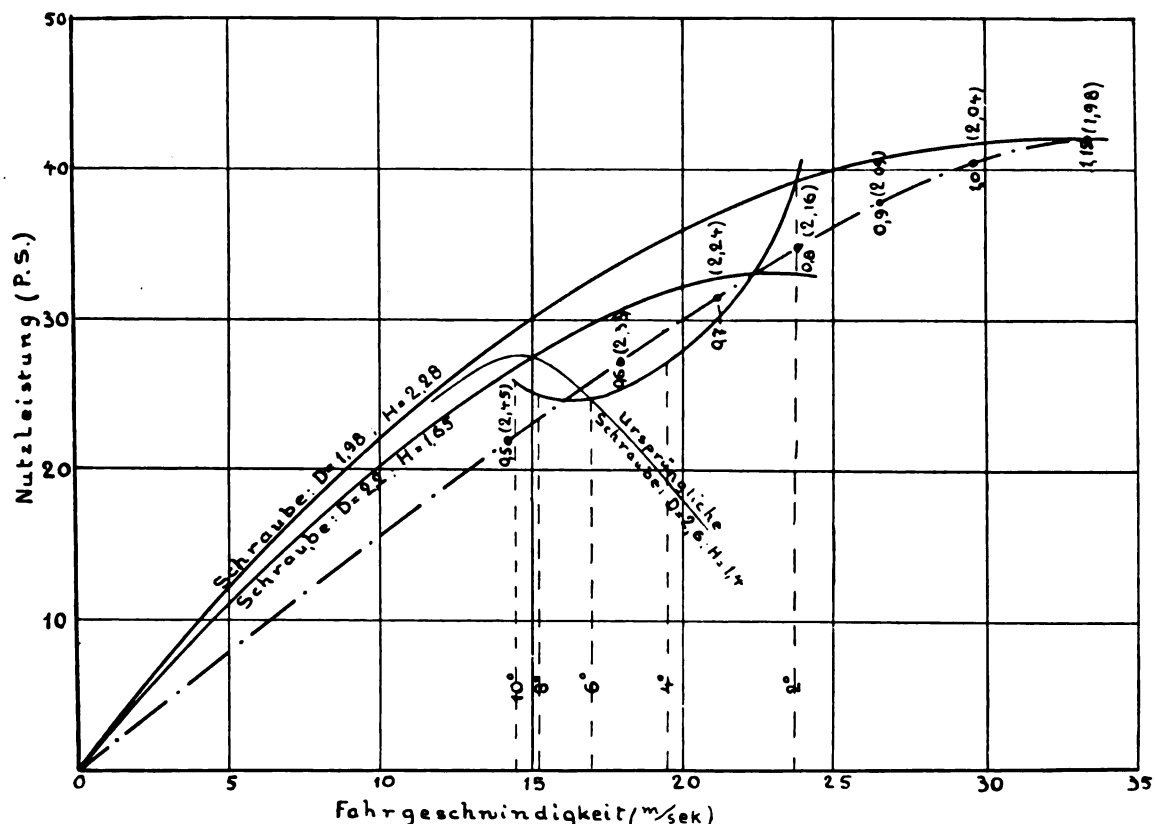


Fig. 5.

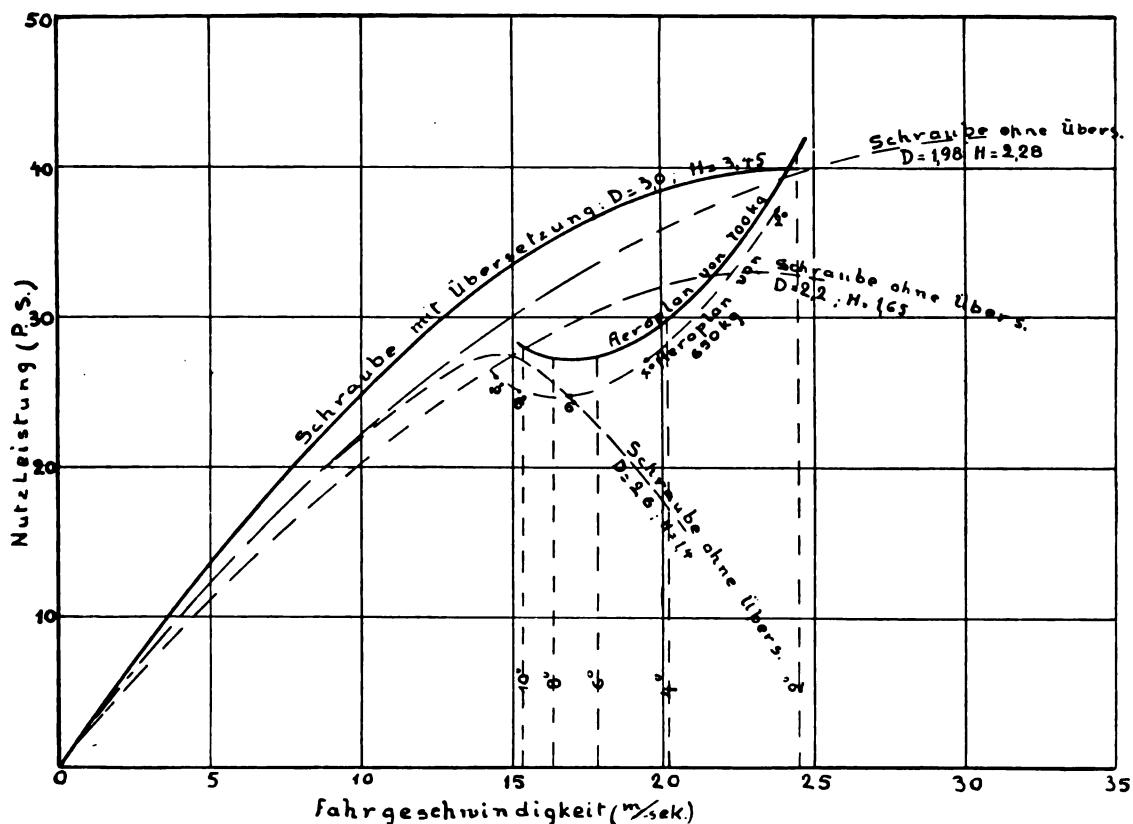


Fig. 6.

spricht, den Gleichgewichtszustand für den horizontalen Flug an. Bei einer etwas geringeren Geschwindigkeit ist ein Überschuß an Leistung vorhanden, dieser kann dadurch verbraucht werden, daß der Apparat steigt. Die sekundliche Steigge-

peller etwas niedriger wird, bis sie bei der gewünschten Geschwindigkeit schneidet.

In dem vorliegenden Diagramm ist der zur Verfügung stehende Energieüberschuß nicht sehr groß. Es liegt nun die

Frage nahe, ob sich diese Verhältnisse durch Wahl einer anderen Schraube günstiger gestalten lassen. Um eine möglichst vorteilhafte Wirkung zu erzielen, müssen einmal Motor und Propeller gut zusammenarbeiten und diese beiden wieder dem Flugzeug angepaßt sein. Für die erste dieser Bedingungen kann man sich in das Diagramm Geschwindigkeit-Nutzleistung eine Kurve zeichnen, welche jeweils die günstigsten Verhältnisse bei dem gegebenen Motor aber bei verschiedenen Schrauben darstellt¹⁾ (Fig. 5 strichpunktierte Linie, die beige-schriebenen Zahlen bedeuten Steigungsverhältnisse und Durchmesser, letztere in Klammern). Der Schnittpunkt dieser Kurve mit der Flugzeugkurve liefert dann die gesuchten Abmessungen des Propellers ($D = 2,2$; $H = 1,65$). Was den Energieüberschuß anlangt, so ist dieser neue Propeller, wie aus Fig. 5 ersichtlich, entschieden günstiger als der ursprüngliche, auch läßt sich damit eine erheblich größere Geschwindigkeit (22,4 m/sek) erreichen. Es tritt hier nur der unangenehme Umstand ein, daß bei horizontalem Fluge mit voller Motorleistung der Flugwinkel für das Flugzeug $2\frac{1}{2}^\circ$ sein müßte, was gefährlich erscheinen könnte. Es soll daher versucht werden, diesen Übelstand insoweit zu vermeiden, daß der Flugwinkel nicht unter 4° beträgt. Wählt man eine Schraube, deren Kurve niedriger liegt, so daß sie diese Forderung erfüllt, so gehen die erstrebten Verbesserungen wieder zum größten Teil verloren. Es bleibt daher nur der Ausweg, den Motor zu drosseln. Wenn man aber schon einmal die Drosselung bei normaler Fahrt in den Kauf nimmt, so kann man auch einen Propeller wählen, der seine maximale Leistung bei einer noch höheren Geschwindigkeit entwickelt und der bei geringerer Geschwindigkeit einen noch größeren Leistungsüberschuß ermöglicht (Fig. 5 Schraube: $D = 1,98$, $H = 2,28$). Doch hat auch dies seine Grenzen, indem die Minimalgeschwindigkeit, bei der noch ein stabiler Gleichgewichtszustand möglich ist (sie fällt zusammen mit der Stelle des größten Leistungsüberschusses), immer größer und damit der zugehörige Flugwinkel immer kleiner wird, so daß bald die Grenze von 4° erreicht ist.

Bisher haben wir nur den Fall betrachtet, daß der Propeller direkt auf die Motorwelle aufgesetzt ist. Schaltet man eine Übersetzung dazwischen, so hat man den Vorteil, trotz bester Ausnutzung des Motors bei seiner günstigsten Tourenzahl doch große, langsam laufende Propeller mit entsprechend hohem Wirkungsgrad anwenden zu können. Man muß allerdings berücksichtigen, daß die Übersetzung ca. 5% der Motorleistung verzehrt, so daß von dem 50 PS-Motor nur $47\frac{1}{2}$ PS zur Verfügung stehen. Ferner wird sich das Gewicht des Flugzeuges etwa von 650 auf 700 kg erhöhen, woraus sich ein neues, etwas ungünstigeres Flugzeug-Diagramm ergibt. Trotzdem wird in vielen Fällen die Übersetzung noch Vorteile bringen, man muß allerdings dieses Hilfsmittel auch möglichst ausnutzen und Schrauben von möglichst großem Durchmesser anwenden, die unter sonst gleichen Verhältnissen immer günstiger sind als kleine Schrauben, solange sie nur dem Motor und der Fahrgeschwindigkeit angepaßt sind. Fig. 6 zeigt die Verhältnisse für eine Schraube $D = 3$ m, $H = 3,45$ m, bei einer Übersetzung $\mu = 0,49$ (zum Vergleich sind auch die Kurven der bisherigen Propeller noch eingezeichnet). Bezüglich der Frage, ob man bei normaler Fahrt die volle Motorleistung anwenden oder ob man den Motor drosseln soll, gelten dieselben Betrachtungen wie bei der direkt gekuppelten Schraube. Im übrigen muß man in jedem einzelnen Falle genau untersuchen, ob die Anwendung einer Übersetzung auch wirklich einen erheblichen Vorteil bringt, der die größere Komplikation, die eine solche Einrichtung mit sich bringt, rechtfertigt.

Capitaine Duchêne ging bei seinen Untersuchungen über die Verbesserungsmöglichkeit des Flugzeuges von dem Grundsatz aus, daß ein möglichst großer Leistungsüberschuß und damit eine große Steiggeschwindigkeit erwünscht ist. Man kann natürlich auch andere Forderungen stellen, wie größte Ökonomie, größte nutzbare Tragfähigkeit u. dgl., und wird dann sicherlich zu anderen Resultaten kommen. Die angewandte Methode jedoch, durch die Zusammenhang der Motor-, Propeller- und Flugzeugkonstanten klargestellt wird, behält auch dann ihre Bedeutung.

¹⁾ Diese, wie die später noch benötigten Werte hat Duchêne auf Grund der Dorandschen Versuchsergebnisse ermittelt.

Derartige Betrachtungen sollten bei der Konstruktion eines jeden Flugzeuges angestellt werden, man bliebe dann vor vielen Enttäuschungen bewahrt. Freilich fehlt es heute noch vielfach an den nötigen experimentellen Grundlagen, obwohl sie meist mit einer für den vorliegenden Zweck hinreichenden Genauigkeit bei einigem guten Willen zu beschaffen wären. Aber leider fehlt auch recht oft überhaupt die Überzeugung, daß theoretische Überlegungen praktischen Wert besitzen können. Es wäre sehr zu begrüßen, wenn gerade in der Flugzeugindustrie, wo noch so vieles einer Klärung bedarf, einer gesunden Theorie größere Bedeutung beigemessen würde.

Der Gang der Füllungstemperatur in einem Luftschiff und sein Einfluß auf die statische Steigkraft.

Von K. Bassus.

Unter statischer Steigkraft eines Luftschiffs versteht man die Kraft, mit der ein Luftschiff vermöge seiner Füllung jeweils zu steigen bzw. zu fallen bestrebt ist; sie ist bekanntlich von Fahrzeuggewicht, Volumen und spezifischem Gewicht der Füllung, Luftdruck, Luft- und Füllungstemperatur abhängig.

Während man über den Gang der Füllungstemperatur in einem Luftschiff bis vor kurzem mehr oder weniger auf Vermutungen angewiesen war, kann er nunmehr als geklärt gelten¹⁾: die ermittelten Gesetzmäßigkeiten, nach welchen er sich abspielt, besagen in ihren Grundzügen, daß, unabhängig von dem jeweiligen absoluten Wert der Lufttemperatur, in einem Luftschiff von bestimmter Bauart bei einer bestimmten Ventilation (Eigengeschwindigkeit) für eine bestimmte Bestrahlungsintensität immer ein und derselbe Überschuß der Füllungstemperatur über die jeweilige Lufttemperatur vorhanden ist, und daß eine plötzliche oder allmähliche Erhöhung der Bestrahlungsintensität eine rasche Steigerung der Füllungstemperatur hervorruft, während die Wirkung jeder Art von Abminderung der Bestrahlungsintensität wie auch die Wirkung der Ventilation sich langsam auf die Füllung überträgt.

Es ist nun nicht uninteressant, auf Grund dieser jetzt bekannten Gesetzmäßigkeiten den Gang der Füllungstemperatur für ein bestimmtes Luftschiff näher zu untersuchen sowie die mit ihm zusammenhängenden Änderungen der Steigkraft festzustellen. Dies soll im folgenden geschehen, unter Außerachtlassung der Wirkung von Druckänderungen.

Die oben angeführten Gesetzmäßigkeiten legen dar, daß der jeweilige Gang der Füllungstemperatur für ein bestimmtes Luftschiff bei konstanter Ventilation lediglich von den Änderungen der Bestrahlung und der Lufttemperatur bedingt ist, und daraus folgt, daß man die Ursachen für den Gang der Füllungstemperatur in einem Luftschiff in folgende vier Gruppen einteilen kann: I. es herrscht keine Bestrahlung, II. es herrscht konstante Bestrahlung, III. Bestrahlung tritt ein, IV. Bestrahlung hört auf, mit Unterteilung jeder dieser Gruppen in die Fälle, daß bei den betr. Strahlungsverhältnissen die Lufttemperatur konstant bleibt, zunimmt oder abnimmt; eine V. Gruppe, die die Fälle nächtlicher Ausstrahlung umfassen würde, deckt sich mit für die Praxis genügender Genauigkeit mit der I. Gruppe (keine Bestrahlung). Es sind also im ganzen 12 Fälle, die den Gang der Füllungstemperatur in einem Luftschiff charakterisieren; sie sind in den folgenden zwölf Figuren je durch die beiden oberen Linien dargestellt, und zwar stellt die stark ausgezogene Linie einen mit 0° beginnenden (angenommenen) Gang der Lufttemperatur mit Änderungen je um 10° , die schwach ausgezogene Linie den aus diesem Gang und der Bestrahlung sich jeweils ergebenden Gang der Füllungstemperatur dar. Für letzteren ist (außer konstanter Ventilation) ein Luftschiff angenommen worden, das derartig gebaut ist, daß bei ihm der konstante maximale Überschuß der Füllungstemperatur über die Lufttemperatur bei starker Sonnenbestrahlung 20° beträgt (Fig. 4), daß bei plötzlichem Einsetzen dieser Bestrahlung und gleichbleibender Lufttemperatur dieser Temperaturüberschuß in 5 Minuten erreicht wird (Fig. 7), und daß bei fehlender Bestrahlung eine Differenz von 10°

¹⁾ Zeitschr. f. Flugtechn. u. Motorluftschiff. 1911, S. 295 ff.

zwischen Füllungs- und Lufttemperatur sich in 100 Minuten ausgleicht (Fig. 2). Außerdem wurde noch angenommen, daß alle Änderungen der Bestrahlung und der Lufttemperatur plötzlich auftreten, weil hierdurch auch die nachher zu besprechenden Steigkraftänderungen besonders charakteristisch werden und weil derartige plötzliche Änderungen auch in der Praxis häufig vorkommen.

Auf den sich unter den obigen Voraussetzungen ergebenden Gang der Füllungstemperaturen braucht nicht näher eingegangen werden, da die Zeichnungen selbst darüber jeden gewünschten Aufschluß geben, wie auch über den Gang der Füllungstemperaturen bei Kombinationen mehrerer dieser Fälle²⁾. Welche Situationen die einzelnen Figuren darstellen, ist ebenfalls leicht ersichtlich; so schildert z. B. Fall 2 das Eindringen eines Luftschiffs in eine Inversion bei Nacht, Fall 7 das Herausbringen eines Luftschiffs aus seiner Halle bei Sonnenschein, Fall 8 das Empor-tauchen eines Luftschiffs aus einem dichten Stratus mit darüberliegender Inversion in hellen Sonnenschein, Fall 12 umgekehrt dessen Wiedereintauchen.

Nun zu den Steigkraft-änderungen, die sich in diesen zwölf Fällen für ein Luftschiff ergeben. Die Abhängigkeit zwischen den Steigkraftänderungen und den Temperaturänderungen ist für ein spezifisches Gewicht der Füllung = 0,1 mit für die Praxis genügender Genauigkeit bekanntlich durch die folgenden Gesetze bestimmt:

A. Wirkung von Änderungen der Lufttemperatur t_L allein auf das prall und schlaff gefüllte Luftschiff:

- Wenn t_L um 1° zunimmt, so nimmt die Steigkraft um $\frac{4}{100}$ des jeweils verdrängten Luftgewichts ab.
- Wenn t_L um 1° abnimmt, so nimmt die Steigkraft um $\frac{4}{100}$ des jeweils verdrängten Luftgewichts zu.

B. Wirkung von Änderungen der Füllungstemperatur t_F allein

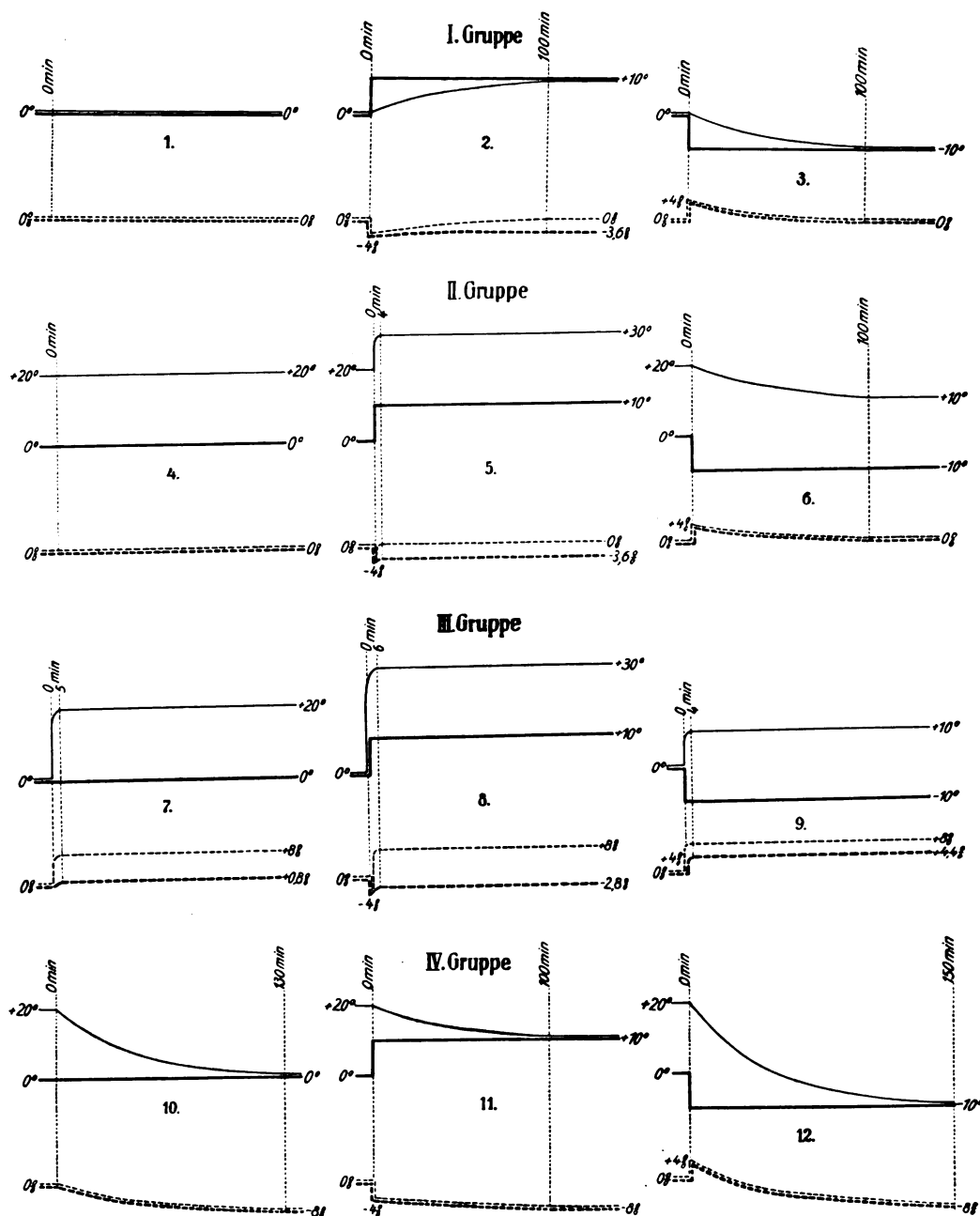
1. auf das prall gefüllte Luftschiff:

- Wenn t_F um 1° zunimmt, so nimmt die Steigkraft um $\frac{0,4}{100}$ des jeweils verdrängten Luftgewichts zu.

²⁾ Es sei hierzu beispielsweise erwähnt, daß eine Kombination der Fälle 7 und 10 den Gang der Füllungstemperatur für konstante Lufttemperatur und wechselnde Bestrahlung nach Fig. 13 ergibt. Dafür, daß in diesem Fall der Temperaturgang tatsächlich ein derartiger ist, spricht die allen Freiballonführern wohlbekannte Erscheinung, daß bei wechselnder Bestrahlung ein praller Ballon immer nur wenige Minuten lang steigt, die Neigung zum Fallen jedoch lange beibehält.

- Wenn t_F um 1° abnimmt, so nimmt die Steigkraft um $\frac{4}{100}$ des jeweils verdrängten Luftgewichts ab.
2. auf das schlaff gefüllte Luftschiff:
- Wenn t_F um 1° zunimmt, so nimmt die Steigkraft um $\frac{4}{100}$ des jeweils verdrängten Luftgewichts zu.
 - Wenn t_F um 1° abnimmt, so nimmt die Steigkraft um $\frac{4}{100}$ des jeweils verdrängten Luftgewichts ab.

Nach diesen Gesetzen sind die aus dem oben besprochenen Temperaturgang sich ergebenden Steigkraftänderungen



für unsere zwölf Fälle in Prozenten des jeweils verdrängten Luftgewichts gerechnet, und zwar für ein prall und schlaff gefülltes Luftschiff, und je durch die zwei unteren Linien der Figuren dargestellt worden; die stark gestrichelte Linie bezieht sich auf den prallen, die schwach gestrichelte auf den schlaffen Zustand; der Einfachheit halber wurde angenommen, daß die Steigkraft vor Beginn der Temperaturänderungen immer = 0 ist.

Wenn auch hier die Zeichnungen allein die jeweils auftretenden Verhältnisse erschöpfend schildern, so sollen doch einige Ergebnisse dieser Untersuchungen noch besonders hervorgehoben werden. In den Fällen 2, 3, 5, 6, 8, 9, 11 und 12 ändert sich die Steigkraft anfänglich stoßweise; dies rührt daher, daß die (laut Annahme) plötzlich eintretenden Änderungen

der Lufttemperatur auch die Steigkraft plötzlich ändern, während die gleichzeitig in einer bestimmten Zeit sich vollziehenden Änderungen der Füllungstemperatur naturgemäß nur diesem Tempo entsprechend in Wirksamkeit treten können; in diesen Fällen erhält also ein Luftschiff zuerst einen vertikalen Stoß, und danach erst beginnt die Annäherung an den neuen Dauerzustand, der jeweils dann eintritt, wenn die Füllung diejenige Temperatur angenommen hat, die ihr in dem betr. Fall zukommt, so z. B. in Fig. 12 unter den gemachten Voraussetzungen nach $2\frac{1}{2}$ Stunden (die betr. Zeiten sind in den Zeichnungen eingetragen). Die Steigkraft ändert sich in den Fällen 8 (für schlaff) und 12 (für prall und schlaff) stoßweise im entgegengesetzten Sinn wie der End-Dauerzustand; in den Fällen 2 und 5 ändert sich für schlaff, in den Fällen 3 und 6 für prall und schlaff die Steigkraft nur vorübergehend; in den Fällen 10, 11 und 12 ist zwar der Verlauf der Steigkraftsänderungen verschieden, der Endzustand jedoch der gleiche. Diese Hinweise mögen genügen, ebenso auch nur ein Hinweis darauf, daß diese Ermittlungen immer auch die Anweisungen für den Höhensteuermann enthalten, wie er den Wirkungen dieser Temperaturänderungen entgegenarbeiten muß: im Fall 12 muß er z. B. das Luftschiff während etwa 20 Minuten zuerst stark, dann allmählich schwächer nach abwärts drücken und von da an mehr und mehr heben, bis der Betriebsmittelverbrauch die Sinkkraft wieder allmählich ausgeglichen hat.

Wenn die Lufttemperatur oder die Bestrahlung oder diese beiden Elemente sich nicht, wie hier angenommen, plötzlich, sondern allmählich ändern, so verlängert sich in den Fällen 7 und 10 die zur Erreichung des Dauerzustandes benötigte Zeit, und die Fälle, in denen eine stoßweise Steigkraftsänderung gegeben war, ändern sich außerdem noch dahin, daß diese Stöße schwächer werden bzw. ganz verschwinden; alles übrige, so z. B. der jeweilige Endwert der Steigkraft, bleibt jedoch unverändert. Fall 12 schildert z. B. dann die Verhältnisse bei einem wolkenlosen Sonnenuntergang, wobei eine stoßweise Änderung der Steigkraft überhaupt nicht eintritt.

Zum Schlusse sei durch ein Beispiel die Anwendung dieser Feststellungen auf praktische Fälle gezeigt. Ein Luftschiff mit $V = 12\,000\text{ cbm}$ fährt mit 80% Füllung = 9600 cbm , also schlaff (NB. = bei einem Ballonettluftschiff zwar »äußerlich prall«, aber mit aufgeblasenem Ballonet) in gleichbleibender Höhe bei bedecktem Himmel durch einen Gebirgspaß; jenseits der Bergkette trifft es um 4° kältere Luft an, und nach weiteren 20 Minuten gerät es in reinen Sonnenschein; es habe diejenigen thermischen Eigenschaften, die unseren Zeichnungen zugrunde liegen. Welche Steigkraftsänderungen erfährt es?

Das Beispiel stellt qualitativ eine Kombination unserer Fälle 3 und 7 dar, d. h. zu Anfang liegt Fall 3 vor und nach 20 Minuten tritt Fall 7 ein. Das Luftschiff erhält (wenn es bei 0° und 760 mm abgefahren ist) nach Überfliegen des Gebirges einen Stoß von $+1,6\%$ des von ihm verdrängten Luftgewichts = von $+198\text{ kg}$, der nach 20 Minuten auf $1,6 - 0,4 = +1,2\% = +149\text{ kg}$ zurückgeht, hierauf innerhalb ca. 4 Minuten eine Steigkraft von $1,2 + 6,8 = +8\% =$ von $+990\text{ kg}$.

Zusammenfassung.

1. Es wurde für konstante Ventilation und konstante maximale Bestrahlungsintensität der Gang der Füllungstemperatur in einem Luftschiff dargestellt, und zwar unter der Annahme von plötzlichem Eintreten und Aufhören dieser Bestrahlungsintensität sowie von plötzlich einsetzenden Änderungen der Lufttemperatur.

2. Es wurde der Einfluß dieses Ganges der Füllungstemperatur auf die statische Steigkraft eines Luftschiffs ermittelt.

München, Januar 1912.

Flugschau.

Einen Überlandflug-Weltrekord stellte Tabuteau auf Morane-Eindecker mit 50 PS-Gnome-Motor am 12. März auf, indem er an einem Tage von Pau nach Paris bzw. den Flugplatz Villa Coublay flog. Die Entfernung beträgt ca. 730 km , die reine Flugzeit 4 Std. 45 Min. Tabuteau machte zwei Zwischenlandungen in Poitiers und Etampes.

Bei dem Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Monaco erreichte am ersten Tage (24. März) Fischer auf H. Farman-Zweidecker die besten Leistungen durch einen Flug mit zwei Passagieren. Zweiter wurde Robinson auf Curtiß-Zweidecker. Acht Flugzeuge, sämtlich Zweidecker, beteiligten sich.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. G. 31 970. Tragfläche mit selbsttätigen Stabilisierungseinzeltragflächen für Flugzeuge u. dgl. Georg Grünberg, Schützenwall 57, und Georg Hoffmann, Germaniaring 27, Kiel. A 24. 6. 10. E 11. 5. 12.

77h. M. 43 321. Selbsttätig sich öffnender Fallschirm. Ernest Maier, Odessa, Rußl.; Vertr.: Dr. D. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW 61. A 4. 1. 11. E 11. 5. 12.

77h. St. 13 354. Luftschifftragkörper mit Schotteneinteilung und verschließbaren Abteilungsverbindungen. Gustav Staben, Schmargendorf b. Berlin, Cunostr. 108. A 2. 10. 08. E 14. 5. 12.

77h. K. 42 818. Fahrgestell für Flugzeuge. Jules Jean Jacques Paul Koehlin, Billancourt, Frankr.; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW 68. A 23. 11. 09. E 18. 5. 12.

77h. M. 44 338. Schraube für Luft- und Wasserfahrzeuge, deren Flügel an einem Ring befestigt sind. André Julien Mahoudeau de Villethiou, Paris; Vertr.: Dr. Hederich, Pat.-Anw., Cassel. A 20. 4. 11. E 18. 5. 12.

77h. S. 34 250. Zielvorrichtung für von einem Luftfahrzeug ausgeworfene Geschosse. Frank Lee Slack, Inglewood, Calif., V. St. A.; Vertr.: M. Schmetz, Pat.-Anw., Aachen. A 17. 7. 11. E 18. 5. 12.

77h. V. 8828. Räder- und Kufengestell für Flugzeuge. Max Voigtritter, Berlin, Christianiastr. 8. A 16. 10. 09. E 18. 5. 12.

46b. L. 33 349. Sicherheitsregler für Explosionskraftmaschinen. Luftfahrzeug-Motorenbau-Gesellschaft m. b. H., Friedrichshafen a. B. A 13. 11. 11. E 18. 5. 12.

46c. S. 32 547. Ventilsteuerung für Verbrennungskraftmaschinen mit strahlenförmig angeordneten Zylindern. Société Anonyme des Constructions Aériennes Rosell-Peugeot, Sochaux, Doubs (Frankr.); Vertr.: C. Röstel und R. H. Korn, Pat.-Anwälte, Berlin SW 11. A 9. 11. 10. E 14. 5. 12.

46c. W. 38 430. Befestigung von Wassermänteln auf den Zylindern von Kreiselmotoren. Hans Windhoff, Schöneberg b. Berlin, Bennisenstr. 21. A 8. 11. 11. E 14. 5. 12.

46c. W. 38 464. Kolbenkühlvorrichtung für Kreiselmotoren. Hans Windhoff, Schöneberg b. Berlin, Bennisenstr. 21. A 11. 11. 11. E 14. 5. 12.

46d. H. 54 103. Verfahren und Vorrichtung zum Betrieb von Gasturbinen, bei welchen die Explosionsgase auch Kolbenverdichter für das Gemisch betreiben. A. Horch & Cie., Motorwagenwerke Akt.-Ges., Zwickau i. Sa. A 29. 4. 11. E 14. 5. 12.

Auszüge aus den Patentschriften.

240 181. Vorrichtung zur Erhaltung eines bestimmten Einfallwinkels der Luftströmung zur Tragfläche von Flugmaschinen. — Orville Wright und Wilbur Wright in Dayton, V. St. A. — Durch bewegliche, parallel zur Flugrichtung liegende Fühlflächen werden die Tragflächen selbsttätig in die verlangte Einfallwinkelstellung zurückgestellt.

Die Fühlfläche besteht aus einer ebenen Fläche, welche an dem einen Seitenstab eines Lenkerparallelogramms befestigt ist, dessen Ebene senkrecht zur Ebene der Fühlfläche steht.

Die Fühlfläche ist an einem Hebel befestigt, der um eine in der Fühlflächenebene senkrecht zur Flugrichtung gelegene Achse drehbar ist. Der die Fühlfläche tragende Hebel ist mittels einer Gelenkstange mit einem Hebel verbunden, der gegen den Maschinenrahmen um einen Drehpunkt eingestellt werden kann.

Die Fühlfläche verstellt das Höhensteuer mittels eines Druckmittelservomotors, dessen Steuerhahn mit seinem Gehäuse an dem Einstellorgan des Fühlflächenhalters befestigt ist, während sein Hahnkörper durch Gelenkverbindung mit der Fühlfläche selbst verbunden ist.

Die Einstellung des Höhensteuers erfolgt durch den Servomotor vermittelt einer mit der Antriebsstummel gekuppelten Scheibe, wobei die Kupplung durch den Fahrer von Hand gelöst werden kann. (Zeichnungen, s. Heft 17, S. 221 bis 223, Jahrg. 1910.)

242 557. Gleichgewichtssteuerung für Flugzeuge u. dgl. mit einem die Steuerflächen einstellenden, zugleich die Gondel bildenden oder sonstigen Pendel. Henry Calder Lobnitz in Devon, England. — Das Pendel hängt durch zwei senkrecht zueinander liegende Schlitzführungen, mit denen die zur Verstellung der Steuerflächen dienenden Gestänge verbunden sind.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V. (früher Verein Deutscher Flugtechniker).

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BÉJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN DR. S. FINSTERWALDER	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E. DR. FRITZ HUTH GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
---	--	---	--

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

13. April 1912.

Heft 7.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Zeichnungen zur Kuttaströmung. Von Dr. W. Deimler, München. S. 93.
Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen. V. Temperaturmessungen des Füllgases und der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhenavigation. Von Kapitän Glud und Dipl.-Ing. Frhr. v. Soden. S. 97.

Mühlen zur Demonstration von Luftwiderstandsgesetzen. Von Dr. K. Schreiber. S. 101.
Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Monaco. Von Ansbert Vorreiter. S. 102.
Patentschau. S. 103.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Zeichnungen zur Kuttaströmung.¹⁾

Von Dr. W. Deimler, München.

Im Jahre 1902 hat Professor Kutta das spezielle Problem gelöst²⁾: die Strömung um eine lange schwach gewölbte zylindrische Schale zu finden, wenn die Sehne ihres Querschnitts parallel zur Strömungsrichtung im Unendlichen liegt. In einer Abhandlung, die im Jahre 1910 der Kgl. Bayerischen Akademie der Wissenschaften vorgelegt wurde³⁾, hat er auch die Lösung des allgemeinen Problems der Strömung schief zur Schale gefunden.

Wir wollen uns im folgenden mit der zweiten dieser Arbeiten beschäftigen; unsere hauptsächliche Absicht ist es, den Kuttaschen Ansätzen folgend möglichst exakte Zeichnungen für die Strömung um eine Schale von kreisförmigem Querschnitt zu geben⁴⁾. Die bis jetzt existierenden Zeichnungen sind nur qualitativ nach dem Gefühl gezeichnet.

Physikalische Grundlagen.

In seinen beiden Abhandlungen hat Kutta die Ausdehnung der Schale quer zur Strömungsrichtung so groß gewählt, daß die Wirbel, die an der Schmalseite entstehen, keinen Einfluß auf den Gesamtcharakter der Strömung mehr äußern können; d. h. in abstrakt mathematischer Formulierung: die Schale

wurde unendlich lang angenommen. Der mathematische Vorteil, der durch diese Abstraktion erreicht wird, ist sehr bedeutend: Das dreidimensionale Problem wird zu einem zweidimensionalen vereinfacht und so der Behandlung mit funktionentheoretischen Methoden zugänglich gemacht. Der Anschluß an die Praxis bleibt aber trotzdem sehr wohl erhalten, da ja gerade Flächen, die quer zur Strömungsrichtung eine vielfach größere Ausdehnung besitzen als in der Flugrichtung wesentlich größeren Auftrieb ergeben und deshalb praktisch viel wichtiger sind als anders geformte.

Als Form des Querschnitts der Schale wurde in Kuttas Arbeit hauptsächlich der Kreisbogen behandelt, der in der Grenze auch in eine Gerade übergehen kann; die Methode ist jedoch auch auf andere praktisch wichtige Formen anwendbar⁴⁾.

Die allgemeinste Strömung setzt Kutta zusammen aus drei Einzelströmungen: 1. einer Strömung parallel zur Sehne des Kreisbogens (»Sehnenströmung«), 2. einer Strömung senkrecht dazu (»Normalströmung«), 3. einer »Zirkulationsströmung« um das Hindernis herum. Aus Sehnen- und Normalströmung allein setzt sich die allgemeinste Translationsströmung zusammen, die dem Hindernis auf einfachstem Wege ausweicht, eine Strömung also, deren Richtung im Unendlichen unter beliebigem Winkel gegen die Sehne geneigt sein kann. Diese Strömung ergibt aber, so lange sie stetig und wirbelfrei (und natürlich ohne Beschleunigung im Unendlichen) erfolgt, bekanntlich für jedes Hindernis den Widerstand Null; das heißt für eine Tragfläche den Auftrieb Null; als Geschwindigkeit der Strömung ergibt sich an allen scharfen

¹⁾ Auszug aus einer in der »Zeitschrift für Mathematik und Physik« erscheinenden Abhandlung.

²⁾ Habilitationsschrift (auszugsweise in Ill. Aeron. Mitt. 1902, S. 133).

³⁾ »Über eine mit den Grundlagen des Flugproblems in Beziehung stehende zweidimensionale Strömung«, Sitz.-Ber. der Kgl. Bayer. Ak. d. Wiss. math.-phys. Kl. 1910.

⁴⁾ Die Zeichnungen entstanden auf Veranlassung und waren begleitet von dem gütigen Interesse der Herren Professoren Finsterwalder und Kutta.

¹⁾ Vgl. dazu die weitere Arbeit Kuttas »Über ebene Zirkulationsströmungen nebst flugtechnischen Anwendungen«, Sitz.-Ber. der Kgl. Bayer. Ak. d. Wiss. math.-phys. Kl. 1911; ferner Blasius »Stromfunktionen symmetrischer und unsymmetrischer Flügel in zweidimensionaler Strömung«, Zeitschr. f. Math. u. Phys. 1911, S. 225 ff.

Kanten (also in unserem Fall an der Vorder- und Hinterkante der Schale) die Geschwindigkeit unendlich. Beide Resultate widersprechen den tatsächlichen Verhältnissen.

Besonders der erste Punkt ist entscheidend: Eine Theorie, die den Auftrieb Null für eine unter beliebigem Winkel getroffene Tragfläche gäbe, wäre für den praktischen Flugtechniker nichts weiter als eine unnütze Spielerei mit Formeln. Die Theorie muß also mindestens insofern erweitert werden, daß sie einen Auftrieb (resp. Widerstand) ergibt. Die Verhältnisse in der Natur müssen natürlich bei dieser Erweiterung möglichst beachtet und richtig verwertet werden. Umgekehrt gibt dann der Vergleich der rechnerisch und experimentell bestimmten Werte einen Maßstab dafür, in wie weit die Vorgänge in der Natur richtig erkannt und dargestellt wurden.

Helmholtz hat diese Erweiterung der Theorie durch Einführung der Unstetigkeitsflächen (also unter Aufgabe der um das Hindernis herum überall stetigen Potentialbewegung) gegeben. Kutta behält die stetige Potentialströmung überall im Endlichen bei und muß dafür notwendigerweise die dritte

dabei ist ρ die Dichte der Flüssigkeit, p der Druck und v die Geschwindigkeit an beliebiger Stelle, p_0 und v_0 Druck und Geschwindigkeit an beliebig vorgegebener Stelle, z. B. im Unendlichen. Man sieht also: der Druck wird negativ, sobald v einen bestimmten Wert übersteigt. Wir haben aber an zwei Stellen (Vorder- und Hinterkante) sogar unendlich große Geschwindigkeiten. Sie müssen möglichst vermieden werden. Da mit der Wahl der Stärke der Zirkulation nur eine Konstante beliebig zur Verfügung steht, so kann Kutta im allgemeinen (d. h. abgesehen z. B. von Symmetriefällen) nur eine dieser unendlich großen Geschwindigkeiten durch geeignete Wahl der Konstanten auf einen endlichen Wert herabdrücken. Dem physikalischen Verhalten von Flüssigkeiten entspricht es nun offenbar viel mehr, an der Vorderkante irgend eine Unstetigkeit auszubilden und an der Hinterkante stetig abzufließen als umgekehrt. Daher verwendet Kutta die freie Konstante (eben die Stärke der Zirkulation) dazu, an der Hinterkante ein stetiges Abströmen mit endlicher Geschwindigkeit herbeizuführen; es erfolgt dann von selbst in Richtung der Tangente. Die Lösung ist dadurch eindeutig geworden. Die noch bestehende unendlich große Geschwindigkeit (d. h. physikalisch richtiger: die Ausbildung einer Unstetigkeit) an der Vorderkante muß dann eben durch eine Verdickung, wie sie ein jeder Vogelflügel aufweist, vermieden werden¹⁾.

Es ist nützlich, sich von Anfang an klar zu machen, in welchen Punkten die Kuttasche Theorie bereits eine gute Annäherung an die Praxis bietet und in welchen sie noch einer Ergänzung bedarf. Dazu wollen wir folgendes überlegen²⁾:

Die Einführung einer Zirkulationsströmung bringt, wie erwähnt, in die Umgebung der Flugfläche keine Unstetigkeit herein, die stetige Potentialströmung bleibt im Endlichen erhalten. Im Unendlichen dagegen tritt eine Unstetigkeit auf; denn die Zirkulation kann aufgefaßt werden als Wirbel im Unendlichen. Man kann also sagen:

Die Kuttasche Theorie berücksichtigt den Einfluß all der Wirbel, die sich im Lauf der Zeit von der Flugfläche abgelöst und von ihr schon weit entfernt haben; denn all diese weit entfernten Wirbel können in ihrer Gesamtheit einem einzigen Wirbel im Unendlichen (also eben unserer Zirkulation) gleich gesetzt werden. Überall da jedoch, wo der Einfluß der sich an der Fläche neu bildenden Wirbel in Betracht kommt — also besonders z. B. bei Berechnung des Stirnwiderstands — ist die Kuttasche Theorie einer Ergänzung bedürftig.

So ist von vornherein zu erwarten, daß nur für kleine Luftstoßwinkel und schwach gewölbte Flächen die Resultate der Theorie mit denen der Praxis übereinstimmen werden. Denn bei größeren Luftstoßwinkeln und stärker gewölbten Flächen wird besonders an der Vorder- aber auch an der Hinterkante ein starker Wirbel auftreten (die Geschwindigkeit an der Vorderkante ist unendlich groß, ebenso das Geschwindigkeitsgefälle an der Hinterkante!), deren Einfluß nicht mehr vernachlässigt werden darf.

Kutta erhielt bis zu Luftstoßwinkeln von ca. 15° eine Übereinstimmung des berechneten Auftriebs bis auf 10 bis 20% mit dem experimentell bestimmten, und zwar waren die Ergebnisse der Theorie um diesen Betrag größer als die des Experimentes. Das ist sehr wesentlich für eine Einschätzung der Richtigkeit der Theorie: Jede an sich richtige Theorie, die aber unwichtigere Nebenumstände noch vernachlässigt, muß größere Werte für den Auftrieb ergeben als das Experiment, denn alle diese Wirbel usw. schwächen ja den Auftrieb.

¹⁾ Über Betrag und Form dieser Verdickung vgl. Kutta I. c. S. 31 ff. (Kutta zeigt dort, daß bereits eine ganz geringfügige, praktisch kaum vermeidbare Verdickung zur Vermeidung negativer Drucke ausreicht).

²⁾ Diese Überlegungen stammen zum Teil aus Gesprächen mit Prof. Kutta.

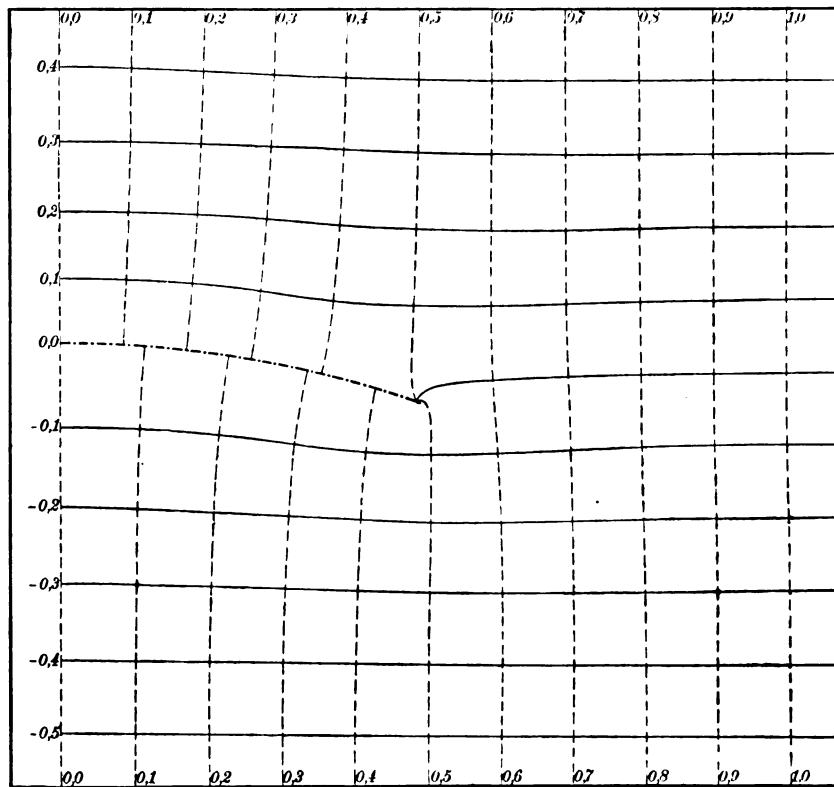


Fig. 1. Schenenströmung.

Einzelströmung, die Zirkulation, hinzunehmen. Denn es gilt umkehrbar der Satz: »Eine zyklische Bewegung (Zirkulation), die einer Translation überlagert ist, gibt eine Querkraft«¹⁾ (d. h. eine Kraft mit einer Komponente senkrecht zur Strömungsrichtung).

Es fragt sich nur noch, in welcher Stärke die Zirkulation der Translation überlagert werden soll. Diese Frage beantwortet Kutta aus der physikalischen Forderung, daß die auftretenden Geschwindigkeiten nicht so groß werden dürfen, daß sie auf unzulässige negative Drucke, also auf ein Zerreißen der Flüssigkeit führten. Für die Potentialbewegung einer Flüssigkeit ohne Wirkung äußerer Kräfte gilt ja die Formel

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho v_0^2 = p + \frac{1}{2} \rho v^2$$

oder

$$p = p_0 + \frac{1}{2} \rho (v_0^2 - v^2),$$

¹⁾ Vgl. z. B. Lanchester, Aerial Flight I § 90 oder schon früher: Joukowski, Bulletin de l'institut aerodynamique de Koutchino Petersburg 1906.

Bei Vernachlässigung der Wirbel in der Nähe der Fläche wird wohl die Kuttasche Methode die bestmöglichen Resultate geben, da sie 1. die allgemeinste Strömung gibt, die bei Nichtbeachtung dieser Wirbel möglich ist und da sie 2. die wirklichen Verhältnisse in der Natur möglichst gut dargestellt hat.

Mathematische Behandlung.

Wegen der mathematischen Behandlung der angeführten physikalischen Ideen muß auf die Originalarbeit von Kutta¹⁾ verwiesen werden. Es seien hier nur kurz die leitenden Gedanken angegeben: Kutta geht aus von der ebenen Strömung um einen Kreis herum. Diese Strömung — also auch der Verlauf der Strom- und Niveaulinien — ist bereits genau bekannt. Die Ebene, in der dieser Kreis liegt (sie heiße die ζ -Ebene), bildet er nun nach funktionentheoretischen Methoden konform ab auf eine andere Ebene (sie heiße z -Ebene) und zwar so, daß der Kreis der ζ -Ebene übergeht in den Kreisbogen der z -Ebene, der das gegebene Hindernis resp. den gegebenen Querschnitt der Flugfläche darstellt. Die bekannten Strom- und Niveaulinien der ζ -Ebene werden bei dieser Transformation natürlich auch verändert und zwar gehen sie nach einem Satz der Funktionentheorie gerade in die Strom- und Niveaulinien der z -Ebene über, also in die gesuchten Strom- und Niveaulinien um die kreisförmige Schale.

Im folgenden seien einige Bezeichnungen sowie die wichtigsten der zur Verwendung gelangten Formeln Kuttas zusammengestellt:

- 2α = Öffnungswinkel des Kreisbogens,
- β = Luftstoßwinkel,
- r = Radius des Kreisbogens,
- v_0 = Strömungsgeschwindigkeit im Unendlichen,
- $\delta = 45 - \frac{\alpha}{4}$

$W = U + iV$ Strömungsfunktion der schiefen Strömung mit Zirkulation. ($U = \text{const.}$, resp. $V = \text{const.}$ sind Niveau- resp. Stromlinien). Durch die Indizes 1, 2, 3, ist Sehnen-, Normal- und Zirkulationsströmung gekennzeichnet.

Jeder Punkt der Zeichenebene $z = x + iy$ ist mittels der komplexen Hilfsvariablen t gegeben durch

1. $z' = \frac{\lg 2\delta}{4r} \cdot \left[t \lg \delta + \frac{1}{t \lg \delta} \right] + \frac{i}{2r}$
2. $z = \frac{1}{z'}$

Die dazu gehörigen Werte der W bestimmen sich aus:

3. $W_1 = \text{const.} \cdot \frac{t}{1+t^2}$
4. $W_2 = \text{const.} \cdot \frac{1}{1+t^2}$
5. $W_3 = \text{const.} \cdot \arctg t$
6. $W = \text{const.} \cdot \left[\frac{t \cos \beta + \sin \beta}{1+t^2} + \sin \left(\frac{\alpha}{2} + \beta \right) \cdot \arctg t \right]$

¹⁾ Citat am Anfang.

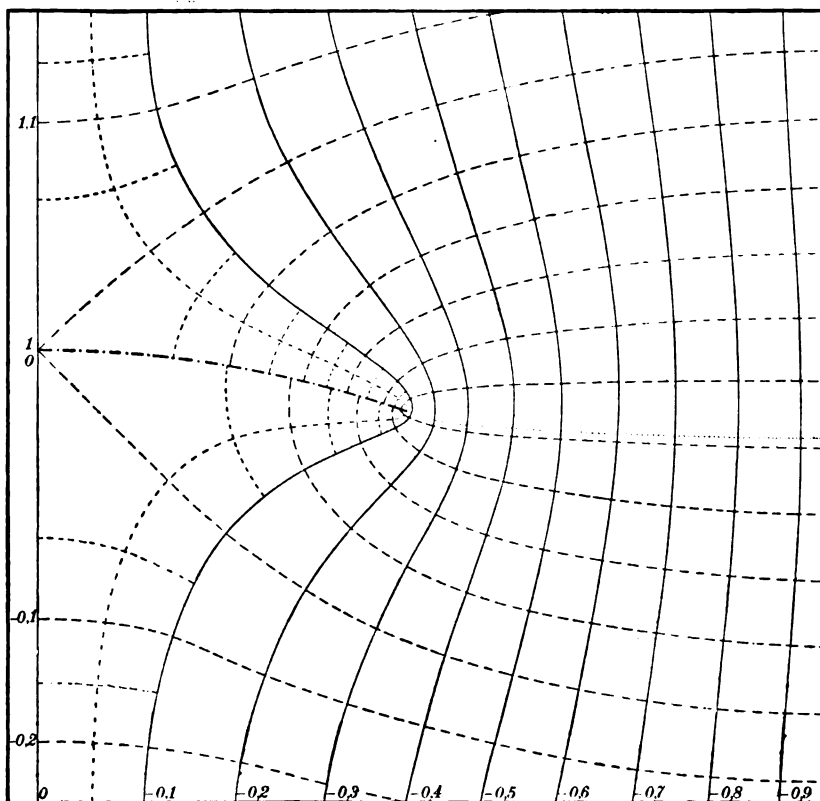


Fig. 2. Normalströmung.

Konstruktion der Strömungsbilder¹⁾.

Vorbemerkung: In allen Zeichnungen wurde $\beta = 10^\circ$ sowie der Pfeil des umströmten Kreisbogens gleich $\frac{1}{12}$ ge-

¹⁾ Wesentlich genauere Angaben über die Konstruktion der Strömungsbilder finden sich in dem Aufsatz des Verfassers, der in der Zeitschr. f. Math. u. Phys. erscheinen wird.

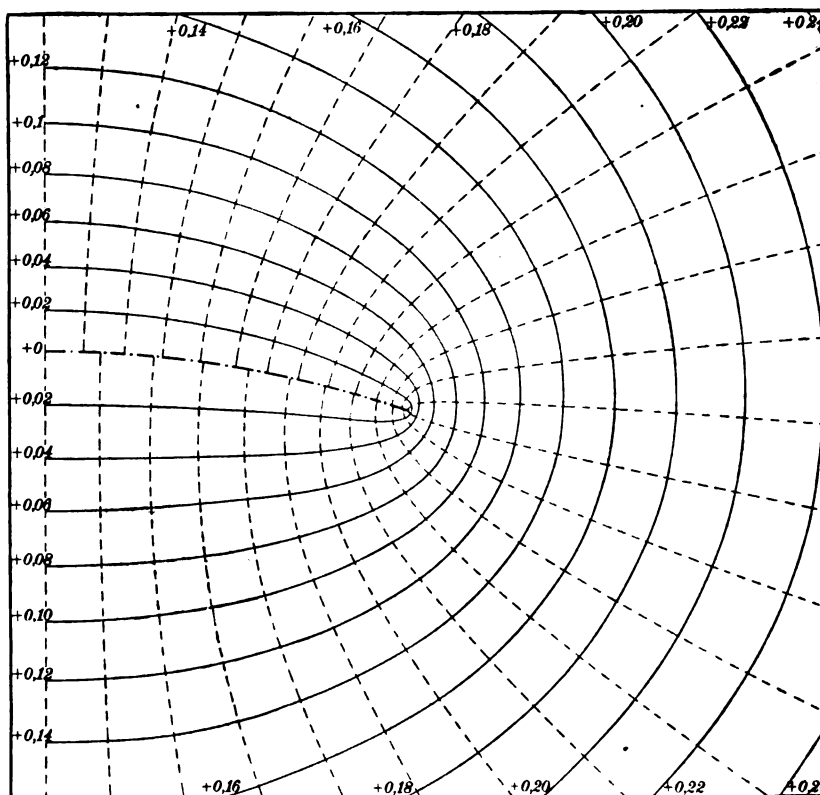


Fig. 3. Zirkulationsströmung.

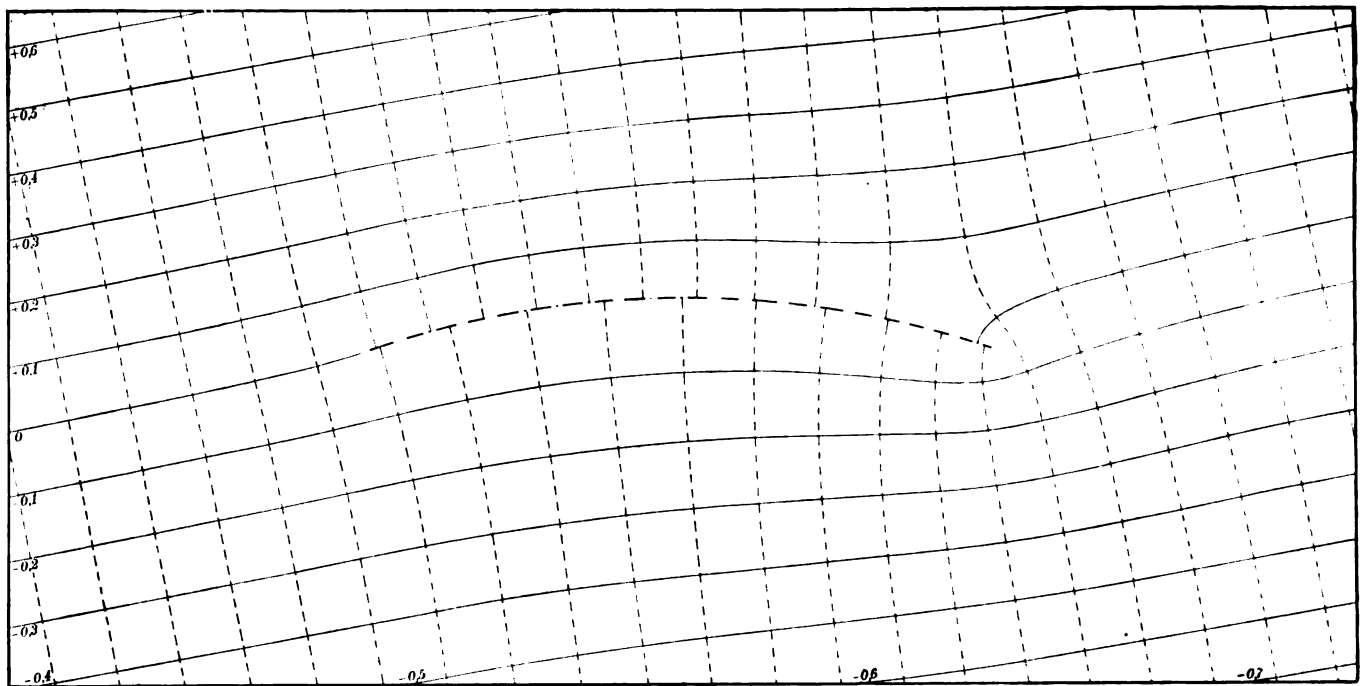


Fig. 4. Kombinierte Strömung ohne Zirkulation.

wählt, woraus sich $\alpha = 18^\circ 55' 28,7''$ berechnet. Die Wölbung ist, was Anwendbarkeit der Resultate auf die Praxis betrifft (vgl. physikalische Grundlagen), fast schon etwas groß. Die Wölbung wurde so stark gewählt, um möglichst charakteristische Erscheinungen zu erhalten.

Für eine Reihe von Werten von t wurden die Werte von $z = x + iy$ und hernach die von $W_1 = U_1 + iV_1$ gerechnet. In dieses auf der z -Ebene eingetragene Wertesystem der U_1 und V_1 werden die Niveau- und Stromlinien $U_1 = \text{const.}$, $V_1 = \text{const.}$ in Wertintervallen von 0,1 durch Interpolation eingetragen. Sie bilden ein quadratisches Netz. So entstand Fig. 1; ganz analog Fig. 2 und 3. Durch Überlagerung von Fig. 1 und 2 erhält man Fig. 4; aus 1, 2 und 3 Fig. 5.

Die Konstanten in Gleichung 3) und 4) wurden dabei gleich 1 gesetzt, dagegen die Konstante in Gleichung 5) gleich $\frac{1}{\pi}$. Letzteres mußte geschehen, um rational interpolieren

zu können und doch eine Schließung des Quadratnetzes zu erreichen. Ähnlich in Gleichung 6).

Wir möchten noch folgende Bemerkungen an die Figuren anknüpfen:

Fig. 4 gibt das Bild einer schiefen Strömung ohne Zirkulation. Durch einen Zufall fällt der linke Aufsatzpunkt der mit 0 bezeichneten Stromlinie fast genau mit dem Ende der Schale zusammen und die Stromlinie nimmt dort die Richtung der Schalentangente an. Dieser Zufall ist praktisch recht interessant: Wir können nämlich unsere Figur auffassen als Bild einer Strömung mit Zirkulation, die von rechts oben her die konvexe Seite der Schale trifft. Die Zirkulationskonstante ist gerade zu Null geworden, da ja schon die zirkulationslose Abströmung in Richtung der Tangente erfolgt. Dadurch ist auch der Auftrieb zu Null geworden und nur noch ein Drehmoment übrig geblieben. Wir haben also den für den Flieger gefährlichsten Fall einer Windströmung, die nicht trägt, sondern nur dreht.

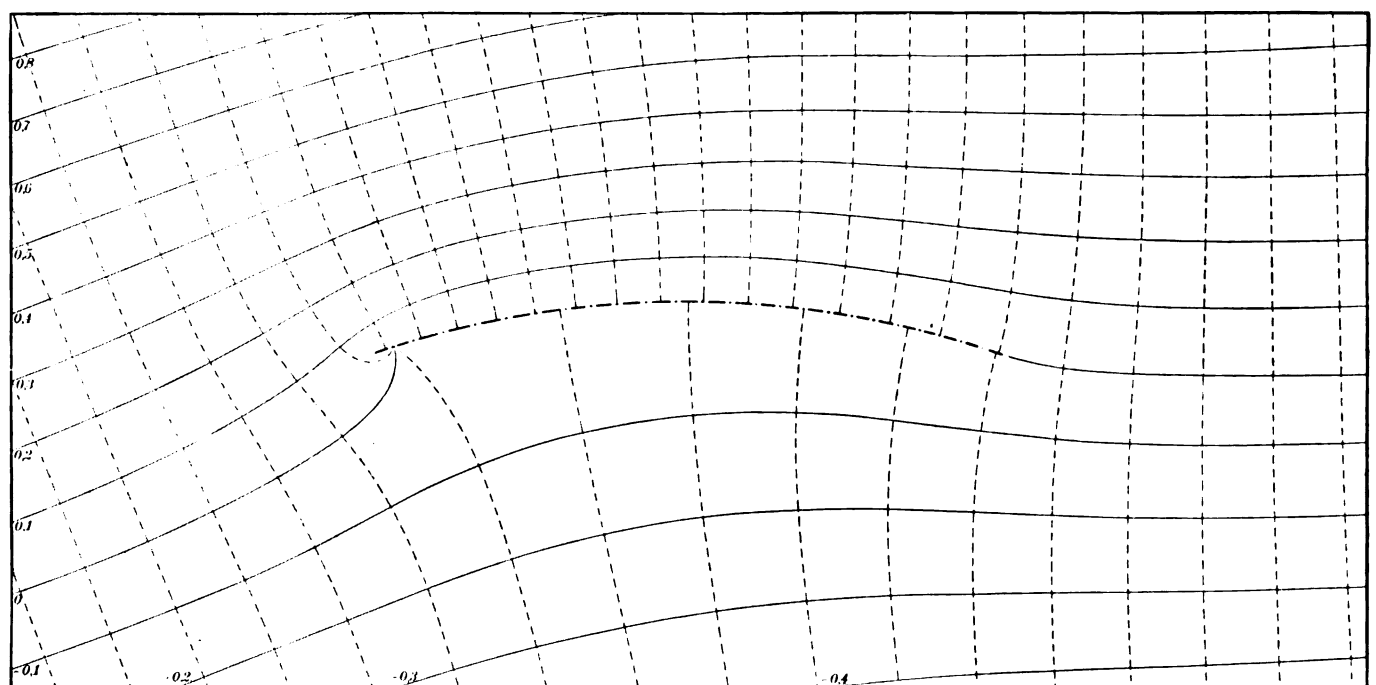


Fig. 5. Kombinierte Strömung mit Zirkulation.

Charakteristisch an Fig. 5 (schiefe Strömung mit Zirkulation) ist: einmal das Abströmen an der Hinterkante in Richtung der Tangente; ferner die Tatsache, daß auf der Oberseite der Schale mehr Niveaulinien aufsitzen, als auf der Unterseite. Dadurch werden die Quadrate auf der Oberseite kleiner als auf der Unterseite und da die Druckverminderung gegenüber dem Druck am Stau-punkt umgekehrt proportional mit dem Flächen-inhalt der Quadrate ist, so ergibt sich ein resul-tierender Druck nach oben (nicht nur eine Drehung der Schale wie bei den zirkulations-losten Strömungen).

Die Neigung der Stromlinien selbst an den Grenzen der Fig. 5 weicht wesentlich von 10° ab, deshalb wurde noch Fig. 6 gezeichnet. Fig. 6 gibt die Strömung bis zu solcher Ent-fernung vom Hindernis, daß die Stromlinien schon wieder nahezu ihre alte Richtung ange-nommen haben. Es ist jedoch auffällig, wie stark noch selbst an den Grenzen dieser Zeichnung die Größe der Quadrate oberhalb der Schale abweicht von der Größe der Quadrate unterhalb. Es scheint also, daß die Störung durch das Hindernis in praktisch zu berücksichtigendem Maße doch weiter hinausreicht, als gewöhnlich angenommen wird.

(Schluß folgt.)

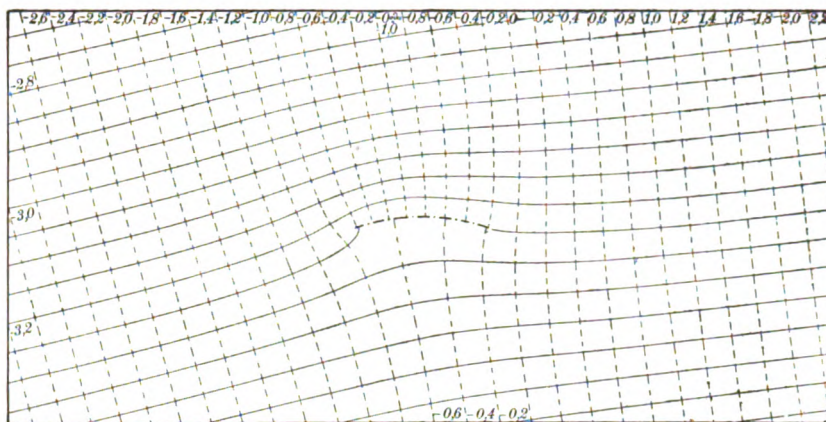


Fig. 6. Kombinierte Strömung mit Zirkulation.

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen.

V.

Temperaturmessungen des Füllgases und der Luft im Z-Schiff und deren Bedeutung für die Höhennavigation.

Von Kapitän Glud und Dipl.-Ing. Frhr. v. Soden.

In den nachstehenden Betrachtungen werden die für die Hubkraftberechnung von Ballonen in Betracht kommenden physikalischen Gesetze als bekannt angenommen, wie sie in dem Buch von Dr. R. E m d e n »Die Grundlagen der Ballon-führung« und in Mödebecks Taschenbuch, Abschnitt »Das Ballonfahren« von Dr. v o n d e r B o r n e niedergelegt sind. Um Irrtümer zu vermeiden, wurden dieselben Begriffsbezeich-nungen wie in erstgenanntem Aufsatz gewählt, wenn sie sich auch mit dem jetzt noch in Ballonführer- und Luftschiffer-kreisen üblichen Sprachgebrauch nicht decken. So wurde insbesondere bisher das Wort »Auftrieb« für sehr verschiedene Begriffe mißbraucht, während ihm eine ganz eindeutig be-stimmte physikalische Bedeutung zukommt: Nach dem archi-medischen Prinzip ist Auftrieb gleich dem Gesamtgewicht der verdrängten Luftmasse. Statt der übrigen Bedeutungen sind nach Dr. E m d e n die Worte Hubkraft, Steigkraft und Sink-kraft gewählt worden.

Es ist:

Hubkraft = Gewicht der verdrängten Luftmasse (Auftrieb)-
Gasgewicht.

Steigkraft bzw. Sinkkraft = Hubkraft — Gesamtgewicht.

Die Ausführungen stützen sich auf die Messungen und eigenen Beobachtungen bei 57 Fahrten in den Z.-Schiffen »Deutschland«, »Schwaben« und L. Z. 9 im Jahre 1911 sowie auf frühere vom L. Z. gemachte Erfahrungen.

Zum Messen der Temperatur der Außenluft wurde ein Gondelthermometer (Fig. 1) von Sedlbauer in München benutzt, das nach Angabe von F r h r n. v o n B a s s u s so konstruiert und aufgehängt ist, daß die Aspiration während der Fahrt durch die Eigengeschwindigkeit erzeugt wird. Auf dem Landungsplatz und in der Halle wurden die Temperaturen mit einem Aßmannschen Aspirationsthermometer gemessen.

Die Temperatur des Füllgases wurde in der Mitte der 5. Zelle (Zelle hinter der vorderen Gondel) mit Hilfe des durch ein Uhrwerk aspirierten Ballon-Thermometers mit elektrischem Fernanzeiger nach Dr. Linke von Hartmann & Braun, Frankfurt a. M. (Fig. 2), gemessen, und da eine größere Ge-nauigkeit für die Praxis unnötig ist, auf halbe Grade abgelesen.

Die ermittelten Temperaturen wurden dann gleichzeitig mit den vom Barographen angezeigten Fahrthöhen als Kurven abhängig von der Zeit aufgetragen.

Auf den Diagrammen I bis IV ist dies derart geschehen, daß die ausgezogenen Kurven die Fahrthöhe darstellen, die strichpunktieren die Lufttemperatur und die gestrichelten die Gastemperatur. Der geschulte Luftschiffführer wird sich beim Betrachten dieser Kurven sofort ein Bild über die während der Fahrt aufgetretenen Hubkraftänderungen machen können. Die Diagramme sollen daher in folgendem einer näheren Betrachtung unterzogen werden.

Diagramm I. Die Fahrt findet vormittags statt; es herrscht voller Sonnenschein, so daß eine Strahlung von 100% angenommen werden kann. Da die Temperatur in der Halle nachts niedriger war und die Hallentore nicht lange vor der Ausfahrt geöffnet wurden, ist, wie im Diagramm ersichtlich, die Temperatur des Füllgases um 2° niedriger als wie die der Luft. An den Temperaturkurven ist der Moment des Ausbringens des Luftschiffes aus der Halle genau zu er-kennen. Die Lufttemperatur ist außen höher und für die Gastemperatur macht sich sofort der Einfluß der Sonnenstrah-lung geltend; die Gastemperatur steigt anfänglich in 4 Minuten um 1° , ein Wert, der auch im Luftschiff »Schwaben« von Bassus festgestellt wurde¹⁾.

Die Lufttemperatur nimmt gleichzeitig mit dem Hoch-gehen des Luftschiffes um ca. $1,5^\circ$ ab. Hiervon sowie vom Beginn des Aufstieges, dem Beginn der Ventilation durch die Fahrt und den aus dem Barogramm ersichtlichen Höhen-schwankungen des Luftschiffes wird die Temperaturzunahme des Gases gar nicht beeinflusst, eine Eigentümlichkeit, auf die Bassus bei Temperaturmessungen im Freiballon schon hin-gewiesen hat²⁾.

Mit Beginn des Aufstieges ist eigentlich eine Temperatur-abnahme des Gases infolge adiabatischer Gasausdehnung zu erwarten; eine solche Temperaturabnahme, die der adiabati-schen Druckverminderung zugeschrieben werden könnte, wurde während der eingangs erwähnten Fahrten nur ein einziges Mal beobachtet. Der Grund hierfür liegt wohl darin, daß infolge verschiedener anderer Einflüsse, insbesondere der Strahlung, diese Temperaturerniedrigung verschleiert wird. Im weiteren Verlauf der Fahrt geht die Temperaturerhöhung langsamer vor sich, denn, wie auch Bassus und Schmauß vermuten, steigert sich die Temperatur nicht dauernd, sondern strebt einer größten Differenz zwischen Luft und Gas zu, die für das betreffende Luftschiff und deren Eigengeschwindigkeit charak-teristisch ist. Diese Differenz beträgt im betrachteten Fall 11° .

Auf Grund der drei Kurven ist es möglich, für diese Fahrt eine Hubkraftbilanz aufzustellen; diese Bilanz ist dem Dia-gramm I beigelegt. Auf der »Soll«-Seite sind die die Hubkraft vermindernenden, auf der »Haben«-Seite die vermehrenden Faktoren angeführt. Es errechnet sich hieraus, daß am Schlusse

¹⁾ Vgl. hierzu ds. Ztschr. 1911, Heft 23, den Aufsatz von K. Bassus und A. Schmauß »Zur Gastemperatur des Zeppelin-Luftschiffes »Schwaben«.

²⁾ Vgl. hierzu ds. Ztschr. 1911, Heft 17, K. Bassus und A. Schmauß »Füllungstemperaturen im Freiballon«.

der Fahrt nach einer Ballastabgabe von 140 kg das Luftschiff noch eine geringe Steigkraft haben mußte, was sich mit der Wirklichkeit auch deckte.

Diagramm II. Die Fahrt fand nachmittags statt. Der Himmel war bedeckt, es fiel leichter Regen. Vor der Abfahrt betrug die Regenbelastung schon ca. 200 kg. Gas- und Lufttemperatur waren anfangs gleich, beide Temperaturen sanken jedoch im Verlauf der Fahrt, und zwar die Gastemperatur stärker als die Lufttemperatur, so daß am Schlusse der Fahrt das Gas um 1,5 kälter war als die Luft. Dies wird daher rühren, daß durch Verdunstung des Regens auf der Hülle deren Temperatur und damit auch die Temperatur des Gases erniedrigt wurde.

Um 4¹⁰ war die vom Luftschiff erreichte Höhe größer als gleich nach dem Aufstieg um 3⁴⁰. Ein weiteres Abblasen von Gas fand trotzdem nicht statt, da um diese Zeit das Gas

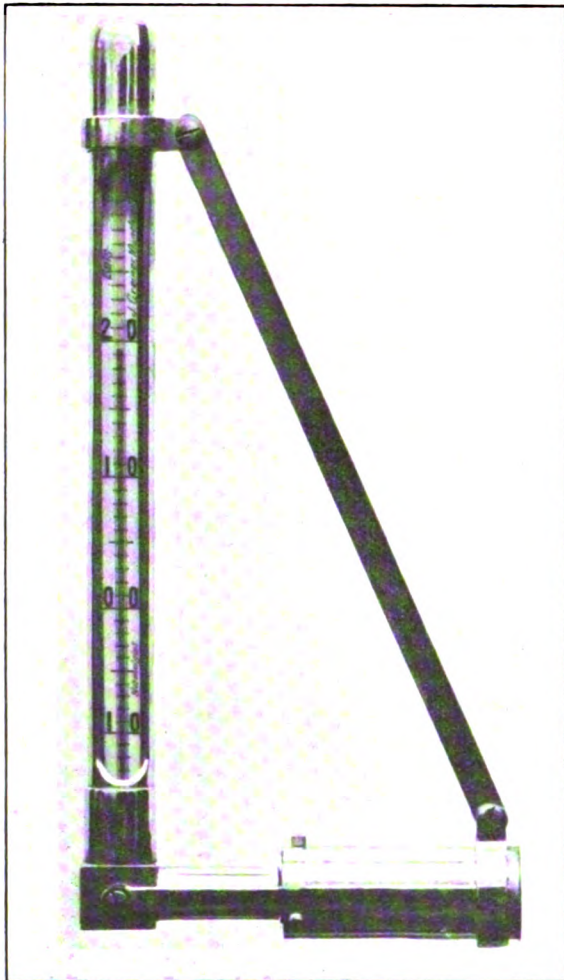


Fig. 1. Gondelthermometer.

sich schon um 1,5° abgekühlt hatte. Bei Aufstellung der Bilanz mußte demnach die gesamte Gasabkühlung von 2,5° mit $2,5 \times 0,4 = 1\%$ Hubkraftverminderung in Rechnung gesetzt werden. Der Bilanz nach mußte infolge einer Ballastabgabe von 290 kg bei der Landung eine Steigkraft von 118 kg übrigbleiben; da aber mit geringer Sinkkraft gelandet wurde, so ist die Gewichts Differenz der auf der Fahrt hinzugekommenen Mehrbelastung dem Regen zuzuschreiben.

Diagramm III. Die Fahrt fand vormittags statt. Die Strahlung war anfangs geringer, später größer, die Gastemperatur steigt infolgedessen anfangs langsamer, später schneller. Am Schluß der Fahrt hatte die Temperaturdifferenz eine Höhe von 9° erreicht. Der Hubkraftbilanz nach mußte, wie dies auch tatsächlich der Fall war, ohne Ballastabgabe am Schluß der Fahrt das Schiff ziemlich im Gleichgewicht sein.

Diagramm IV. Die Fahrt fand am Morgen statt. Da die Hallentore kurz vor der Fahrt geöffnet wurden, sank

die Lufttemperatur in der Halle um 0,8° unter die Gastemperatur. Beim Ausbringen des Luftschiffes trat nochmals eine Temperaturverminderung der Luft ein, so daß im Augenblick des Aufstieges das Gas 2° Übertemperatur hatte. Infolge geringer Strahlung ($\frac{1}{4}$ bis $\frac{1}{2}$) erwärmte sich das Gas anfänglich langsam. Um 2⁴⁰ waren die Maschinen 5 Minuten lang gestoppt; infolgedessen erhöhte sich die Gastemperatur während dieser Zeit rascher. Nach Erreichen der größten Höhe um 8¹⁰ stieg die Gastemperatur bis zur Landung noch um 1°. In der

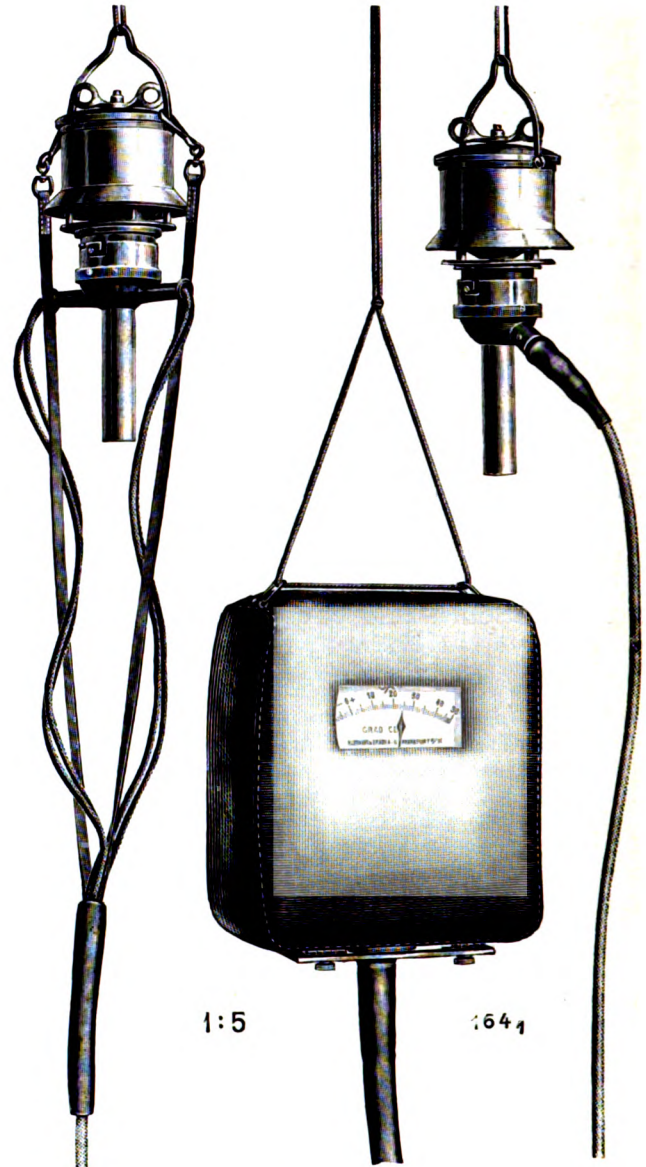


Fig. 2. Ballonthermometer mit elektrischem Fernanzeiger.

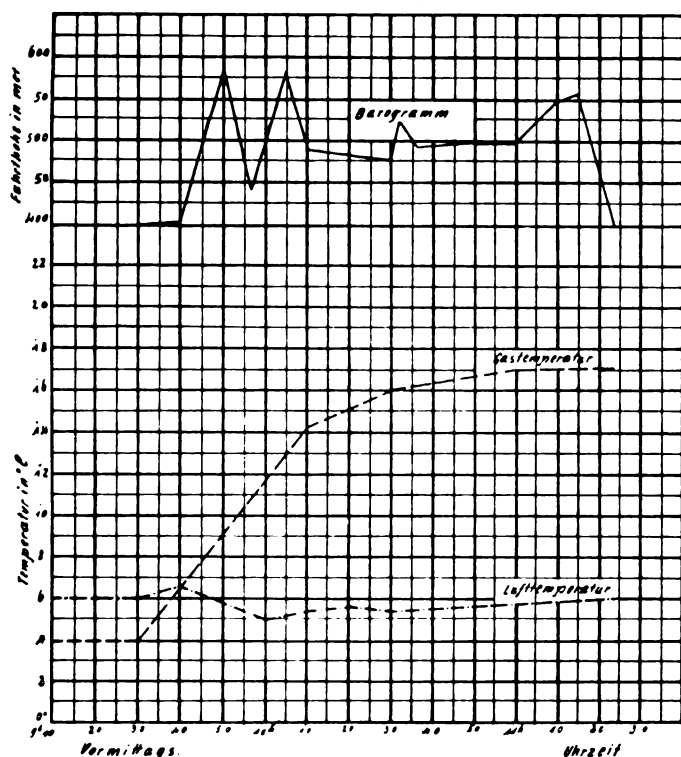
Bilanz macht sich dies als ein Hubkraftgewinn von 73 kg bemerkbar; andernteils gehen durch Vermehrung der Lufttemperatur um 0,8° vom Aufstieg bis zur Landung 52 kg verloren. Trotzdem aus der Bilanz eine Sinkkraft von 216 kg ermittelt wird, erfolgte die Landung ohne Ballastabgabe in ausgewogenem Zustande. Dies ist folgendem Zustande zuzuschreiben. Die Hülle war an diesem Tag infolge einer relativen Feuchtigkeit von 90% beschwert und straff gespannt. Während der Fahrt trat durch Austrocknen nicht nur eine gewisse Gewichtsverminderung ein, sondern auch eine gewisse Volumenvermehrung infolge Schlaffwerdens der Hülle.

Aus vorstehenden Betrachtungen ergeben sich folgende, durch die übrigen Fahrten bestätigten Folgerungen:

1. Bei Zeppelinluftschiffen beträgt der Temperaturunterschied zwischen Füllgas und Luft während der Fahrt bei voller Sonnenstrahlung im allgemeinen nicht mehr als 11° C. In außergewöhnlichen Fällen, wie z. B. bei Fahrt in vollem

I.

Fahrt des LZ 9 am 3. X. 11.

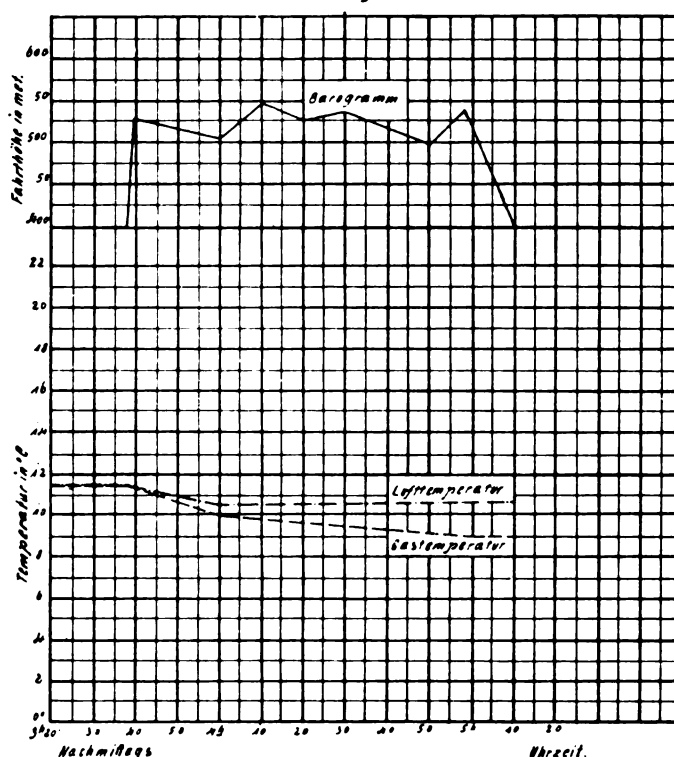


Hubkraft.

Verminderung			Vermehrung		
	Gas cbm	kg		Gas cbm	kg
Prall					
Gesamtgewicht . .		16 895	Hubkraft bei 725,7 mm u. 6,6°C	16 550	16 895
Höhenunterschied 100 m		338			
= 2,0% Gasverlust	330				
Gastemperaturerhö- hung 13° = 4,2%					
Gasverlust	695				
	1025		durch Gasverlust .		102
			Betriebsmittelver- brauch		130
			Ballastabgabe . .		140
		17 233			17 267
					— 17 233
					Steigkraft 34

II.

Fahrt des LZ 9 am 5. X. 11.



Hubkraft.

Verminderung			Vermehrung		
	Gas cbm	kg		Gas cbm	kg
Prall					
Gesamtgewicht . .		16 780	Hubkraft bei 725,3 mm u. 11,5°C	16 550	16 780
Höhenunterschied 125 m		260	Ballastabgabe . .		50
= 1,6% Gasverlust	264		durch Gasverlust .		26
Schlaff					
Gastemperaturver- mind. 2,5° = 1,0%	167		Lufttemperaturver- mindr. 1° = 0,4%		69
			Betriebsmittelver- brauch		110
			Ballastabgabe . .		290
		17 207			17 325
					— 17 207
					Steigkraft 118

Sonnenschein über einer stark reflektierenden Nebeldecke, kann der Unterschied noch größer werden!).

2. Die bei vollem Sonnenschein durch Einstrahlung hervorgerufene Temperaturerhöhung des Füllgases beträgt nach verschiedenen Feststellungen in den ersten 30 Minuten nicht mehr als 8°. Die weitere Temperaturerhöhung bis zur Maximaldifferenz geht langsamer vor sich. (Es findet theoretisch eine asymptotische Annäherung statt.)

3. Zu einer Temperaturänderung des Füllgases durch Wärme ausstrahlung und Wärmeleitung bei mangelnder Einstrahlung z. B. infolge eines bestehenden oder entstehenden

1) Für Prallluftschiffe liegen noch keine veröffentlichten Gas-temperaturmessungen vor. Da nur eine einzige, dunklere Hülle vorhanden ist, sind entsprechend den Messungen im Freiballon (ds. Ztschr. 1911, Heft 17) größere Differenzen zu erwarten, andernteils aber wird bei diesen Schiffen die Ventilation und damit die Hüllenabkühlung durch die Fahrt eine größere Rolle spielen als bei den Z-Schiffen, sodaß sich über die zu erreichenden Temperaturunterschiede nichts voraussagen läßt.

Temperaturunterschiedes zwischen Luft- und Füllgas ist etwa viermal soviel Zeit erforderlich wie für die Temperaturerhöhung durch Einstrahlung.

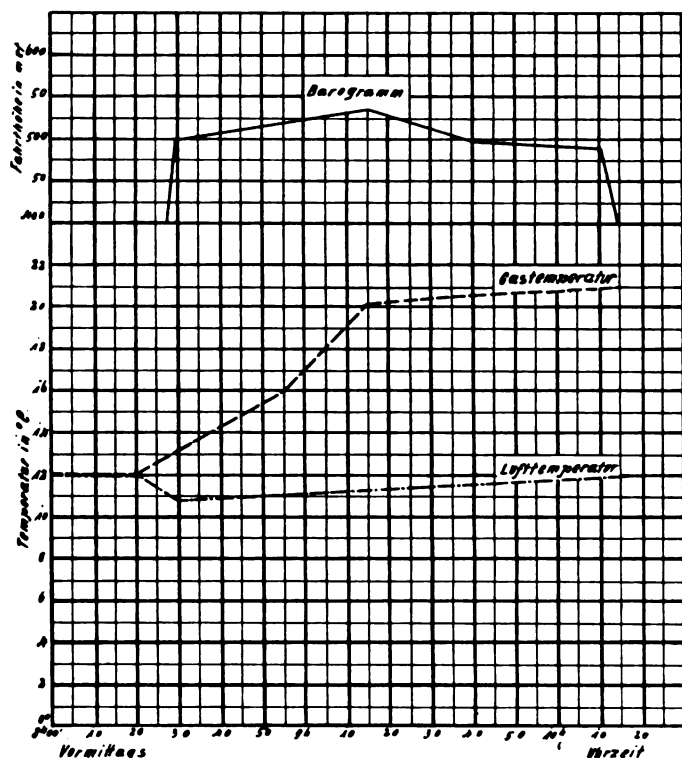
4. Bei Regen kann durch Wärmeleitung und auch infolge von Verdunstung die Abkühlung etwas beschleunigt werden sowie eine Abkühlung des Gases unter die Lufttemperatur eintreten.

Unter Berücksichtigung dieser 4 Punkte ist der Führer in der Lage, vor Ansetzen einer Fahrt die zu erwartenden Hubkraftänderungen seines Fahrzeuges, zumal wenn er mit genügenden meteorologischen Kenntnissen¹⁾ ausgerüstet ist, einigermaßen voraussehen; eine genaue Kenntnis der jeweilig vorhandenen Hubkraft kann er nur durch Messung der Füllgastemperatur erhalten, deren jeweils vorhandene Höhe, da von den verschiedensten, nicht zu überschenden Faktoren abhängig, unmöglich geschätzt werden kann.

1) In nachfolgenden Aufsätzen soll hiervon sowie von den für einen Führer nötigen seemannischen Kenntnissen die Rede sein.

III.

Fahrt des LZ 9 am 9. I. 11.



Hubkraft.

Verminderung		Vermehrung	
Gas cbm	kg	Gas cbm	kg
Prall			
Hubkraft bei 728 mm u. 12° C			
Gesamtgewicht . .	16 700	16 550	16 700
Höhenunterschied 140 m	300		
= 1,8% Gasverlust	297		
Gastemperaturerhöhung 8° = 3,2%			
Gasverlust	825	durch Gasverlust	83
	1122		
Schlaff			
Gastemperaturerhöhung 1° = 0,4% Betriebsmittelverbrauch			
			69
	17 000		16 972
	— 16 972		
Sinkkraft 28			

Für die Praxis genügt es im allgemeinen, die Berechnung der Hubkraftänderung im Kopf auszuführen¹⁾ unter Berücksichtigung folgender Faustregeln:

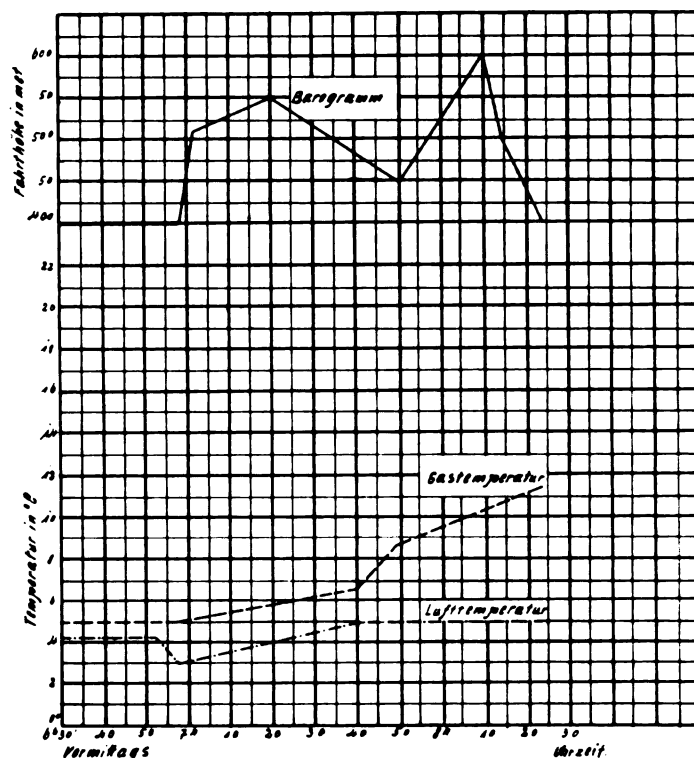
Pralle Zellen:

je 80 m Aufstieg = 1% Hubkraftverlust,
 je 80 m Aufstieg = 1% Gasverlust,
 je 1° Temperaturerhöhung des Gases = 0,4% Gasverlust.
 1% Gasverlust, 1/100 Gasgewichtverlust = 1/100 Hubkraftgewinn
 1° Temperaturveränderung der Luft = 0,4% Hubkraftveränderung.

¹⁾ Für jeden Luftschiffführer ist es unumgänglich notwendig, sich diese Methode so zu eigen zu machen, daß er fortwährend auf der Fahrt über die jeweiligen Hubkraftverhältnisse unterrichtet ist.

IV.

Fahrt des LZ 9 am 11. I. 11.



Hubkraft.

Verminderung		Vermehrung	
Gas cbm	kg	Gas cbm	kg
Prall			
Hubkraft bei 737 mm u. 3,3° C			
Gesamtgewicht . .	17 423	16 550	17 423
Höhenunterschied 200 m	435		
= 2,5% Gasverlust	413		
Gastemperaturerhöhung 5,5° = 2,2%			
Gasverlust	363	durch Gasverlust	78
	776		
Schlaff			
Lufttemperaturerhöhung 0,8° = 0,3%			
			52
	17 910		17 694
	— 17 694		
Sinkkraft 216			

Schlaffe Zellen:

je 80 m Höhenänderung = 1% Volumenänderung = 0 Hubkraftänderung.
 1° Änderung der Differenz zwischen Luft- und Gastemperatur = 0,4% Hubkraftänderung.

Bezüglich des Gasverlustes ist noch folgendes zu beobachten: Wie Messungen des spezifischen Gewichtes des Gases, während das Luftschiff in der Halle war, ergaben, findet, wenn das Gas zur Ruhe gekommen ist, eine Schichtung statt, so daß das schlechtere Gas sich unten ansammelt. Bläst nun beim Steigen des Luftschiffes Gas ab, bevor es infolge von durch Strahlung hervorgerufener Konvektionsströme¹⁾ in Unruhe geraten ist, so wird Gas von größerem spezifischen

¹⁾ Vgl. auch ds. Ztschr. 1911, S. 218.

Gewicht verloren und damit die Hubkraft um einen ca. 10% des abgeblasenen Gasgewichts größeren Betrag vermehrt, als der Rechnung unter Zugrundelegung des durchschnittlichen spezifischen Gewichtes entsprechen würde. Bei großen Gasverlusten und mangelnder Strahlung, z. B. durch Aufsteigen in größere Höhen gleich nach der Abfahrt, kann die Differenz bis zu 100 kg betragen. Welche doppelte Rolle die Feuchtigkeit der Hülle spielen kann, darüber war weiter oben schon die Rede. Die Belastung durch Regen kann bei einem Z.-Schiff von 18 000 cbm über 600 kg erreichen. Leider ist der Führer bei der Beurteilung der letztgenannten Einflüsse auf die Hubkraft des Luftschiffes noch auf Schätzungen angewiesen; soviel wird er aber auf alle Fälle mit Sicherheit beurteilen können, ob die berechnete Hubkraftänderung im Vergleich zu den tatsächlich vorhandenen zu groß oder zu klein sind, und wird so zur Vorsicht gemahnt und vor Überraschungen bewahrt bleiben.

An einem für ein Z.-Schiff von 20 000 cbm Inhalt und, der einfachen Rechnung wegen, angenommenen 20 000 kg Hubkraft durchgerechneten Beispiel sollen die bisherigen Betrachtungen noch einmal veranschaulicht werden.

Die Überlegungen des Führers über die möglichen Hubkraftänderungen seines Schiffes beginnen schon, während das Schiff sich noch in der Halle befindet. Das Schiff soll morgens zu einer Fahrt aufsteigen. Das Gas war nachts zur Ruhe gekommen, so daß sich schlechteres Gas unten angesammelt hat. Die Zellen sind zu ca. 98% gefüllt. Die Temperatur der Luft in der Halle sowie die des Gases beträgt 10%, die relative Feuchtigkeit hatte 90% betragen. Außerhalb der Halle hat die Luft 15%. Es herrscht voller Sonnenschein.

Das Schiff verbleibt vor dem Aufstieg noch einige Zeit vor der Halle. Infolge der intensiven Bestrahlung ohne Ventilation steigt die Gastemperatur auf 15%, die Gasschichtung ist dadurch verloren gegangen. Die Hubkraft hat sich dadurch gegenüber dem Zustand in der Halle nicht geändert, aber die Zellen sind jetzt prall ($5 \times 0,4\% = 2\%$; $2\% + 98\% = 100\%$; der Umstand, daß die Ventile erst bei einem gewissen Überdruck abblasen, kann praktisch vernachlässigt werden. Die Prallhöhe rückt dadurch nur um 20 mm höher). Das Luftschiff fährt dynamisch in eine relative Höhe von 320 m, um dort 30 Minuten zu verbleiben. Der Verlust an Hubkraft beträgt hierfür $4\% = 800$ kg, die Gastemperatur ist um 5% gestiegen = 2% Gasverlust. Der Gesamtgasverlust beträgt dann $4\% + 2\% = 6\%$ des Gasgewichts = 120 kg. Der Hubkraftverlust vermindert sich dadurch um rund 120 kg, beträgt also 680 kg. Nun wird auf eine relative Höhe von 150 m herabgefahren. Das Gasvolumen vermindert sich dadurch um $320 - 150 : 80 = 2\%$ = 400 cbm.

Die Hubkraft bleibt die gleiche. In dieser Höhe soll das Schiff 4 Stunden lang fahren, um dann zu landen.

Bekommt es nun hierbei Wolkenbeschattung, so geht die Übertemperatur von 5° wieder verloren; die Lufttemperatur soll auf 15° konstant geblieben sein. Das Gasvolumen schrumpft um $5 \times 0,4\% = 2\%$ ein, an Hubkraft gehen dadurch weitere 400 kg verloren. Auf der im ganzen fünfstündigen Fahrt wurden 480 kg an Betriebsmaterial verbraucht. Die Hubkraftänderung vor der Landung beträgt somit

$$- 680 - 400 + 800 = - 600 \text{ kg.}$$

Unter Berücksichtigung dessen, daß das Schiff auf der Fahrt völlig austrocknet, sind für eine ausgewogene Landung 500 kg Ballast zu werfen.

Ganz anders werden die Verhältnisse, wenn die Wolkenbeschattung nicht eintritt. Die Übertemperatur von 5° steigt um weitere 5° , dies bedeutet bei den schlaffen Zellen eine Volumenvermehrung von $2\% = 400$ kg Tragkraftvermehrung. Die Hubkraftänderung vor der Landung beträgt in diesem Falle:

$$- 680 + 400 + 480 = + 200 \text{ kg.}$$

Es ist also, noch unter Berücksichtigung der Austrocknung, eine Steigkraft von 300 kg vorhanden. Will der Führer nunmehr wieder abgewogen zur Landung schreiten, so müßte er durch Ventilziehen oder durch Hochfahren Gas abblasen lassen.

Nach der Hochfahrt war das Volumen um 400 cbm verkleinert; von diesen 400 cbm waren durch Temperaturerhöhung wieder 400 cbm gewonnen worden. Wenn für das Abgewogen-

sein 300 cbm abgeblasen werden sollen, dann muß das gesamte Volumen um $300 \text{ cbm} = 1,5\%$ vergrößert werden; dies wird erreicht durch ein Hochsteigen um

$$\frac{80}{1,5\%} = 120 \text{ m.}$$

Zusammenfassung: An Hand von Diagrammen wird die Bedeutung der Temperaturmessungen für die Hubkraftberechnung dargetan; Aufstellung der Hubkraftbilanz. Praktische Folgerungen und Regeln für den Luftschifführer, Durchrechnung eines Beispiels.

Mühlen zur Demonstration von Luftwiderstandsgesetzen.

Von Dr. K. Schreiber.

1. Schon Lilienthal hat beobachtet, daß die Resultante des Winddruckes an gewölbten Flächen zur Sehne nicht senkrecht steht, sondern unter Umständen nach vorn d. h. dem Winde zugeneigt ist. Wellner sprach das Resultat seiner bestätigenden Versuche in dem paradox klingenden Satz aus, daß eine gewölbte Fläche von selbst in den Wind hinein fliegt. Eingehend sind diese Gesetze jetzt von Föppl¹⁾ untersucht worden.

Um diese Erscheinung, ohne empfindliche und umständliche Messungen ausführen zu müssen, einem großen Auditorium zeigen zu können, habe ich folgende Mühle konstruiert:

Blechstücke von 90×63 mm wurden zylindrisch gebogen mit einem Pfeil von 8,7 mm; je 2 von ihnen wurden in der Richtung der Zylinderachse in ihrer Mitte an Messingdrähte gelötet, so daß sie um 130 mm von einander abstanden. In der Mitte der Drähte feilte ich parallel der Schnenebene kleine Flächen an, an dem einen Draht nach der hohlen, am anderen nach der erhabenen Seite der Flügel, so daß beim Zusammenlegen der kleinen Flächen eine Mühle entsteht, welche vollständig symmetrisch ist zu einer durch die Achse und einen Arm gelegten Ebene.

Auf das Ende eines ungefähr 10 cm langen Rohres wurde ein Gewinde geschnitten und dann wurden vier Schlitzte eingefleilt, so daß das Kreuz hineingelegt und festgeschraubt werden kann. Dieses Rohr wird über einen auf die Achse eines Fahrradpedales gelöteten Stab gesteckt.

Stellt man diese Mühle in einen parallel der Rotationsachse auffallenden Wind, so bleibt sie ruhig stehen, weil alles symmetrisch ist. Gibt man ihr aber einen hinreichend schnellen Stoß, so rotiert sie in dessen Richtung, mag er nach rechts oder nach links herum gewesen sein. Infolge des ersten Anstoßes trifft der relative Wind schräg auf die gewölbte Fläche und wenn die vorwärts in die Drehrichtung fallende Komponente des Winddruckes stark genug ist, wird die Rotation beschleunigt bis eine von der Windgeschwindigkeit abhängige Maximalgeschwindigkeit erreicht ist. Bei den beschriebenen Flügeln war, wenn diese erreicht war, der Einfallswinkel des relativen Windes an den äußeren Enden der Flügel 31° .

Die Anordnung ist so getroffen, daß man die Flügel leicht gegen andere mit anderer Wölbung auswechseln kann.²⁾

¹⁾ Ds. Zeitschr. an vielen Stellen. Zusammengefaßt: Jahrbuch der Motorluftschiffstudiengesellschaft 1910/11, S. 51.

²⁾ Von Herrn Professor Prandtl wurde ich darauf aufmerksam gemacht, daß Lanchester (Aerodyn. I, S. 36, deutsche Ausgabe) eine im Prinzip nahe verwandte Mühle beschreibt. Der grundlegende Unterschied besteht darin, daß bei dieser Mühle der Schnitt durch einen Flügel ein Kreissegment ist, während er bei mir, ähnlich wie bei den Versuchen von Föppl, ein Kreisbogen ist. Um zu sehen, welchen Einfluß dieser Unterschied ausübt, überklebte ich die Flügel meiner Mühle so mit Papier, daß auch sie in bezug auf den Wind als Zylindersegmente zu betrachten waren und stellte sie so den Wind meines Ventilators entgegen. Bei den beiden Geschwindigkeiten I und II, welche dieser ermöglicht, bekam ich die folgenden Umdrehungszahlen während 1 Sek.:

Segment I	4,09	Bogen	3,08.
II	7,53	II	4,09.

Die Umdrehungszahl der Mühle mit Kreissegmenten ist also rund $\frac{1}{3}$ mal schneller als diejenige, deren Flügel Kreisbögen als Durchschnitte haben; d. h. die ebene Vorderfläche ist günstiger als wenn der Flügel mit demselben Krümmungsradius hohl gewölbt ist, welchen die Rückfläche hat.

2. Ist der Winddruck einer unter dem Winkel α vom Wind getroffenen Fläche abhängig von $\sin^2 \alpha$, so folgt, daß die Sinkgeschwindigkeit einer horizontal liegenden Fläche unabhängig ist von einer horizontalen Anfangsgeschwindigkeit. Ist dagegen dieser Winddruck im wesentlichen $\sin \alpha$ proportional, so schwebt die Platte um so leichter, je schneller ihre Horizontalgeschwindigkeit ist. Ohne den kostspieligen Apparat *Leys* zu benutzen, kann man das mit Hilfe der folgenden Mühle bequem demonstrieren.

Aus 0,5 mm Blech von Duraluminium habe ich 4 mm breite Streifen geschnitten und aus diesen Rahmen von $25 \times 10 \text{ cm}^2$ zusammengenietet, welche ich mit Seidenpapier beklebte. Je zwei solcher Rahmen wurden mit Hülfe eines aus denselben Streifen hergestellten Armes von 20 cm Länge zu einem Paar Mühlenflügel vereinigt, von denen dann zwei mit Hilfe eines ähnlich wie vorhin eingerichteten Rohres aus Duraluminium zu einer Mühle vereinigt wurden. Die ganze Mühle mit dem als Achse dienenden Rohr wog 36,45 g, so daß die Flächenbelastung $0,36 \text{ kg/m}^2$ betrug.

Um für diese Mühle sowohl Dreh- als auch Fallvorrichtung zu erhalten, setzte ich auf die Achse eines Fahrradpedals eine Messingscheibe; in diese schnitt ich eine Nute, deren innerer Durchmesser ein wenig größer war als der äußere des Achsenrohres. In die Nute wurden dicht nebeneinander Messingdrähte eingelötet, die alle etwas nach außen spreizten. War das Duraluminiumrohr in diese Drähte gesteckt, so wurden sie durch einen stramm um sie herumgewickelten Bindfaden gegen jenes gepreßt, so daß es gleichsam in einem Rohr aus Messingdrähten fest steckte. In einem leicht löslichen Haken wurde das Ende des Fadens eingehakt, dann das Pedal an einem hohen Stativ aufgehängt und der Faden schnell abgezogen. Dadurch wurde die Mühle in Rotation versetzt. Sobald der Faden ganz abgewickelt war, spreizten die Drähte auseinander, die Mühle wurde nicht mehr gehalten und schwebte rotierend langsam nach unten.

Der Flächenbelastung entsprechend ist die Sinkgeschwindigkeit der nicht rotierenden Mühle $2,0 \text{ m/sek}$, während die der rotierenden, je nach der Rotationsgeschwindigkeit, im Mittel $0,7 \text{ m/sek}$ beträgt. Man kann also, selbst wenn nur geringe Fallhöhen zur Verfügung stehen, sehr deutlich den Unterschied der Sinkgeschwindigkeit beobachten.

Wichtig ist, daß die Trägheitsachse in die Rotationsachse fällt.

Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Monaco.

Von **Ansbert Vorreiter**. (Mit Tafel IV.)

Dieser erste Wettbewerb für Wasserflugzeuge darf als ein voller Erfolg bezeichnet werden. Es sei zunächst hervor gehoben, daß die Leistungen der Flugzeuge fast alle Fachleute überrascht haben, obwohl — von Ausnahmen abgesehen — die vorgeführten Flugzeuge nicht von vornherein als Wasserflugzeuge konstruiert waren, sondern man hat einfach das Anlaufgestell gewöhnlicher Flugzeuge durch Schwimmer ersetzt.

Es ist wahrscheinlich, daß diesem ersten Wettbewerb für Wasserflugzeuge bald ähnliche Veranstaltungen in anderen Ländern folgen werden. In Deutschland soll ein Wettbewerb für Wasserflugzeuge in diesem Jahre veranstaltet werden, und zwar an der Ostseeküste bei Danzig.

Das große Interesse, das der Veranstaltung von Monaco entgegengebracht wurde, geht schon daraus hervor, daß fast alle Staaten militärische Berichterstatter nach Monaco gesandt haben. So war seitens der deutschen Marine Kapitänleutnant **von Lübbert** anwesend, der Leiter der Flugzeugabteilung der deutschen Marine.

Was die Beteiligung anbelangt, so kann von internationaler Beteiligung nur insofern die Rede sein, als außer mehreren französischen Flugzeugsystemen ein amerikanisches Flugzeugsystem vertreten war, und zwar der bekannte Zweidecker von **Curtiß**. Die guten Leistungen dieses Zweideckers als Wasserflugzeug waren bereits bekannt durch die zahlreichen Flüge an der Küste von Kalifornien und bei New-York. **Curtiß**

war unstreitig der erste, der es verstanden hat, sein Flugzeug den Anforderungen des Startens und Niedergehens auf dem Wasser anzupassen. Im wesentlichen entspricht jedoch das Wasserflugzeug von **Curtiß** seinem Landflugzeug. **Curtiß** hat jedoch einen neuen Flugzeugtyp im Bau, welcher von vornherein als Wasserflugzeug konstruiert ist und sich besonders dadurch von seinen bisherigen Typen unterscheidet, daß der Motor und Führersitz im Schwimmer angeordnet ist, die Hauptbelastung des Flugzeugs also sehr tief liegt. Dies ist für Wasserflugzeuge sehr günstig, weil bei tief liegenden schweren Massen nicht so leicht ein Nach-vorn-kippen des Flugzeuges vorkommen kann, wenn im Moment des Niederganges die Schwimmer in das Wasser tauchen. Wie leicht einzusehen, wird durch das Eintauchen der Schwimmer die Geschwindigkeit plötzlich herabgemindert, so daß die über dem Schwimmer befindlichen Massen infolge der Trägheit ein Kippmoment hervorrufen.

Der einzige Flugzeugtyp von den in Monaco vorgeführten sechs verschiedenen Flugzeugtypen, welcher im vornherein als Wasserflugzeug konstruiert ist, ist der Zweidecker **«Canard»** von Gebrüder **Voisin**. (Fig. 1, Taf. IV, siehe auch Heft 1, Fig. 23, Tafel I.) Trotzdem hat gerade dieser Flugzeugtyp den Erwartungen der Fachleute weit weniger entsprochen, da die Leistungen des **«Canard»-Zweideckers** während der Wasserflugwoche hinter den Leistungen anderer Flugzeuge, die erst als Wasserflugzeuge umgebaut waren, wesentlich zurückblieb. Beide Flugzeuge von **Voisin** wurden beim Niedergehen auf das Wasser beschädigt. Das erste davon am ersten Tage des Wettbewerbes fast vollständig zertrümmert.

Damit ist jedoch nicht gesagt, daß dieser Mißerfolg auf die Konstruktion dieses Wasserflugzeuges zurückzuführen ist. Am ersten Tage wenigstens dürfte neben dem schlechten Funktionieren des Motors auch eine Unachtsamkeit des Führers vorliegen.

Der Typ **«Canard»** von **Voisin** entspricht insofern den Anforderungen des Aufsteigens und Niedergehens auf dem Wasser besser als die anderen in Monaco vorgeführten Flugzeugtypen, weil durch die umgekehrte Anordnung der Steuer- und Stabilisationsflächen, nämlich **vorn** statt **hinter** den Tragflächen, ein Nach-vorn-überschlagen des Flugzeuges verhindert wird.

Der erste Konstrukteur der diese bereits 1906 von **Santos-Dumont** ausgeführte Bauart für Wasserflugzeuge anwandte, war **Fabre**, der vor über Jahresfrist mit seinem Wasserflugzeug, einem Eindecker besonderer Bauart, herauskam. Dieser Eindecker nahm jedoch nicht an der Flugwoche für Wasserflugzeuge teil. (Beschreibung und Zeichnung siehe Heft 2, 1911, S. 24—27 und Heft 10, S. 133, Tafel IV, Fig. 9, 10 und 21.)

Diese vordere Anordnung der Steuer erleichtert das Starten auf dem Wasser. Bei hinten angeordnetem Höhensteuer muß, wenn mehrere Schwimmer vorhanden sind, der hintere Schwimmer, wenn zwecks Aufsteigens der Flugwinkel vergrößert wird, tiefer in das Wasser tauchen. Es wird dadurch für einen Moment der Widerstand des Flugzeuges vermehrt und dadurch die Fahrgeschwindigkeit vermindert.

Dies dürfte der Grund gewesen sein, weshalb **Renaux** an seinem **H. Farman-Zweidecker** am dritten Tage des Wettbewerbes den hinteren Schwimmer entfernte. Nach dieser Änderung konnte **Renaux** bereits nach 13 Sekunden Anlauf vom Wasser aufsteigen, während er vorher über 20 Sekunden gebraucht hatte. Allerdings spielt hierbei auch das durch Fortfallen des hinteren Schwimmers verringerte Gewicht eine wenn auch nicht bedeutende Rolle.

Die Anordnung der Schwimmer an den in Monaco vorgeführten Wasserflugzeugen ist eine sehr verschiedene. Die meisten Flugzeuge haben mehrere Schwimmer, nur der Zweidecker von **Curtiß** hat einen einzigen Schwimmer (Fig. 2 u. 3, Tafel IV). Der Schwimmer ist natürlich in der Mitte angeordnet und muß, da er allein das ganze Gewicht des Flugzeuges zu tragen hat, eine entsprechend große Wasserverdrängung haben. Immerhin dürfte ein großer Schwimmer bei richtiger Form weniger Widerstand im Wasser finden als mehrere kleinere Schwimmer. Da der Schwimmer in der Mitte angeordnet ist, sind — um ein seitliches Kippen des Flugzeuges im Wasser zu vermeiden, zu beiden Seiten unter den Tragflächen Hilffschwimmer angeordnet, die für gewöhnlich nicht

¹⁾ Die Mühlen wurden von Herrn Mechaniker Wittig, Greifswald angefertigt.

in das Wasser tauchen. Während der mittlere Hauptschwimmer einen rechteckigen Querschnitt hat, indem dieser Schwimmer als Gleitboot ausgebildet ist, sind die seitlichen Hilsschwimmer zylindrisch geformt. Dieselben sind schräg angebracht; d. h. sie stehen hinten tiefer als vorn. Das hintere Ende ist unten mit einer Gleitfläche versehen. Vorn am Hauptschwimmer ist ein Wasserschild angebracht; über demselben das vordere Höhensteuer, das in der Mitte oben eine vertikale Führungsfläche von dreieckiger Form trägt.

Die Anordnung des Motors mit dem vor demselben angebrachten Kühler und dem hinter den Tragflächen wirkenden Propeller ist die gleiche wie bei dem Landflugzeugtyp von Curtiß; ebenso auch die Anordnung des Führersitzes auf der vorderen Kante der unteren Tragfläche und die Anordnung der Steuerorgane; Hebel mit Handrad für Höhen- und Seitensteuer und durch die Schultern des Führers betätigter Gabel für die Quersteuerung. Pedale betätigen den Motor.

Die beiden Wasserflugzeuge von Voisin, die an dem Wettbewerb teilnahmen, entsprechen im wesentlichen den im Dezember im »Salon de l'Aéronautique« in Paris ausgestellten Typen, welche in dem Bericht über den Salon in den Heften 1 bis 5 dieser Zeitschrift beschrieben wurden. (Schwimmer siehe Fig. 23, Tafel I, Heft 1.)

Während man erwartet hatte, daß entweder die »Ente« (Canard) von Voisin oder das längst erprobte Wasserflugzeug von Curtiß am besten abschneiden würde, haben merkwürdigerweise die Flugzeuge von H. Farman (Fig. 4 u. 5, Tafel IV) und M. Farman (Fig. 8, Taf. IV) am besten abgeschnitten, die beide — wie schon gesagt — gar nicht als Wasserflugzeuge konstruiert sind, sondern auf Schwimmer gestellte normale Flugzeuge der Brüder Farman darstellen. Beide Flugzeuge haben unter den Tragflächen je zwei langgestreckte Schwimmer. Bei dem Wasserflugzeug von M. Farman war noch ein kürzerer Schwimmer unter den Schwanzflächen angebracht, der aber später entfernt wurde. Bei diesem Flugzeug ist noch bemerkenswert die Anordnung sehr großer Anlaufräder, und zwar zu beiden Seiten der Schwimmer; im ganzen also vier Anlaufräder. Die Anlaufräder können auch bei der Fahrt im Wasser am Flugzeug bleiben.

Voisin und andere Konstrukteure befestigen die Anlaufräder nicht fest an den Schwimmern, sondern das Flugzeug wird erst zur Bewegung auf dem Lande auf die Anlaufgestelle gesetzt.

Sehr überrascht hat in seinen Leistungen der Zweidecker von Caudron, bekanntlich ein neuer französischer Flugzeugtyp (Fig. 6 und 7, Tafel IV). Auch bei diesem Flugzeug sind Schwimmer und Anlaufräder vorhanden, und zwar sind die letzteren als Scheibenräder ausgebildet, so daß sie ebenfalls als Schwimmer wirken. Die Radgabeln mit den Rädern bleiben stets fest mit den Schwimmern verbunden, das Flugzeug ist also stets zum Start auf dem Lande oder Wasser bereit.

Ausgenommen die ersten Tage, hat auch der Zweidecker von Sanchez-Besa gut geflogen und alle Aufgaben erfüllt. Dieses Flugzeug ist im wesentlichen dem Zweidecker Farman nachgebildet (Fig. 9, Tafel IV).

Bemerkenswert ist, daß sämtliche Flugzeuge, die an der Veranstaltung teilnahmen und die Bedingungen erfüllten, Zweidecker sind, denn selbst der besonders als Wasserflugzeug konstruierte Fabre-Eindecker fehlte.

Der Grund für den Vorzug der Zweidecker als Wasserflugzeug dürfte wohl der sein, daß Eindecker eine höhere Anlaufgeschwindigkeit benötigen, die auf dem Wasser kaum zu erreichen ist.

Borel-Morane hatte wohl einen Wasser-Eindecker angemeldet und auch fertiggestellt (Fig. 10 u. 11, Taf. IV). Das Flugzeug nahm jedoch nicht an der Veranstaltung teil. Auch hier handelt es sich um den normalen Eindecker von Morane, an welchen einfach vorn zwei und hinten ein Schwimmer angebracht wurden. Bedenklich ist bei diesem Wasserflugzeug der vorn gelagerte Propeller, da es leicht vorkommen kann, daß die Propellerflügel ins Wasser schlagen.

Bei allen Zweideckern, die an der Veranstaltung teilnahmen, ist der Propeller hinter den Tragflächen gelagert.

Der Wettbewerb schrieb für alle Teilnehmer täglich vier Hauptaufgaben vor, und zwar:

Aufsteigen von ruhigem Wasser, Niedergehen auf ruhigem Wasser;

Aufsteigen von bewegtem Wasser, Niedergehen auf bewegtem Wasser.

Flüge mit Passagier wurden natürlich entsprechend höher bewertet. Ausgenommen den kleinen Zweidecker von Caudron, der nur für eine Person konstruiert ist, wurden fast sämtliche Flüge mit Passagieren ausgeführt, teilweise sogar mit drei Passagieren, also vier Personen. Bei einem Flug mit zwei Passagieren am ersten Tage des Wettbewerbes (25. März) wurde die »Ente« von Voisin beim Niedergehen auf bewegtem Wasser durch eine Welle erfaßt und vollständig zertrümmert. Verunglückt ist jedoch — ebenso wie beim Unfall der zweiten »Ente« von Voisin — keiner der Insassen.

Der von Fischer geführte Zweidecker von H. Farman führte fast alle Flüge mit zwei Passagieren aus, Paulhan und Robinson auf ihren Curtiß-Zweideckern flogen meist mit einem Passagier. Renaux auf Zweidecker M. Farman führte mehrere Flüge mit zwei Passagieren aus. Er versuchte am dritten Tage des Wettbewerbes (28. März) auch einen Flug mit drei Passagieren, mußte aber gleich nach dem Aufsteigen wieder niedergehen. Dagegen gelang ihm ein Flug mit drei und dann sogar vier Passagieren am vierten Tage des Wettbewerbes, wobei das Gesamtgewicht des Flugzeuges 1131 kg betrug; nämlich 658 kg das Flugzeug, 352 kg die fünf Personen und 121 kg die Betriebsstoffe. Mit drei Passagieren gelang es Renaux sogar auf bewegtem Wasser niederzugehen. Auf ruhigem Wasser konnte dieses Flugzeug sogar einmal mit vier Passagieren, also fünf Personen, starten.

Auch das zweite Flugzeug von Voisin, das von Colliex geführt wurde, führte einen Flug mit drei Passagieren, also vier Personen, aus. Später, als das Flugzeug mit dieser Belastung vom Wasser aus starten wollte, wurde es durch eine Welle beschädigt.

Starten und Landen auf dem Strande gelang den meisten Flugzeugen so gut wie auf dem Wasser. Es ist jedoch zu berücksichtigen, daß die Veranstaltung außerordentlich vom Wetter begünstigt war. Im Hafen war das Wasser absolut still, und nur auf offenem Meere war an einigen Tagen geringe Wellenbildung. Immerhin ist der Beweis erbracht, daß die Schwierigkeiten des Wasserflugzeuges nicht so große sind wie viele Fachleute annehmen. Durch diese Veranstaltung dürfte die Entwicklung des Wasserflugzeuges außerordentlich gefördert worden sein. In Frankreich werden daraufhin bereits mehrere Flugschulen für Wasserflugzeuge gegründet, ebenso richtet die französische Marine eine besondere Flugschule für Wasserflugzeuge ein. Andere Staaten dürften bald folgen. Ist in der Marine ein Abnehmer für Wasserflugzeuge gegeben, so wird die Industrie auch brauchbare Flugzeuge herzustellen wissen. Von deutschen Flugzeugtypen dürfte sich hierzu das neue Flugzeug von Professor Reißner besonders eignen.

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 77 h. C. 19 785. Starres Luftschiff mit Längsversteifungen. Ernst Cäsar, Barmen, Allee 214. A. 10. 9. 10. E. 21. 5. 12.
- 77 h. F. 32 848. Büchse zum Auswurf von Depeschen aus Luftfahrzeugen. Paul Fugairon, Paris; Vertr.: A. Specht, Pat.-Anw., Hamburg 1. A. 7. 8. 11. E. 21. 5. 12.
- 77 h. M. 40 429. Drachenflieger mit Hubschraube. Gustav Mees, Charlottenburg, Leibnizstraße 97. A. 15. 2. 10. E. 21. 5. 12.
- 77 h. W. 34 790. Segelrad für Flugzeuge mit aufrollbarer Bespannung der Flügel. Paul Westphal, Dresden. Helmholtzstraße 2. A. 30. 4. 10. E. 21. 5. 12.
- 77 h. B. 56 727. Abflug- und Landevorrichtung für Flugzeuge. Johannes Behrbohm, Schöneberg b. Berlin, Wartburgstraße 52. A. 11. 5. 09. E. 25. 5. 12.
- 77 h. E. 15 102. Vorrichtung zur selbsttätigen Stabilisierung von Flugzeugen. Robert Esnault-Pelterie, Billancourt (Seine); Vertr.: M. Mintz, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A. 24. 9. 09. E. 28. 5. 12.
- 77 h. M. 36 527. Wendeflügelrad für Flugzeuge. Hans Rud. Meyer, Berlin, Kniprodestr. 117. A. 2. 12. 08. E. 28. 5. 12.
- 46 b. F. 31 415. Steuerung für Explosionskraftmaschinen mit acht oder mehreren kreisringförmig angeordneten Zylindern.

Oskar Faust, Osterode, Ostpr., Schulstraße 11. A. 5. 12. 10. E. 28. 5. 12.

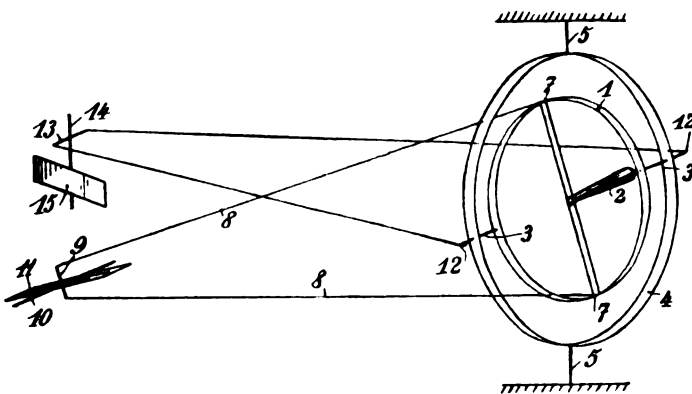
46 c. E. 16 727. Mehrfunken-Zündkerze für Explosionsmotoren. Hermann Euting, Stuttgart, Gutenbergstraße 41. A. 2. 3. 11. E. 28. 5. 12.

46 c. R. 33 446. Magnetzündvorrichtung für Mehrzylinderexplosionskraftmaschinen mit rotierenden Zylindern. Charles Benjamin Redrup, Cardiff, Engl.; Vertr.: Henry E. Schmidt, Dr. W. Karsten und Dr. C. Wiegand, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A. 22. 6. 11. E. 21. 5. 12.

Auszüge aus den Patentschriften.

244 158. Vorrichtung zum gleichzeitigen Einstellen der verschiedenen Steuer von Luftfahrzeugen und Unterseebooten. (Patentiert im Deutschen Reiche vom 3. März 1907 ab.) Louis Blériot in Neuilly s. Seine. — Der erste Ring 1 wird mittels des Steuerhebels 2 bewegt; er ist mittels Zapfen 3 in dem zweiten, äußeren Ring 4 des Kardangetriebes drehbar gelagert. Dieser zweite Ring ist seinerseits senkrecht zum ersten mittels Zapfen 5 ebenfalls drehbar gelagert. Jedes der Enden 7 des senkrechten Durchmessers des Ringes 1 ist durch einen Draht 8 mit dem entsprechenden Ende einer senkrechten Querstange 9 verbunden, die mittels einer wagerechten Achse 10 drehbar gelagert und an der das Höhensteuer 11 für die Hebung und Senkung des Flugzeugs befestigt ist. Jedes der Enden 12 des wagerechten Durchmessers des Ringes 4 ist in ähnlicher Weise mit dem entsprechenden Ende einer wagerechten Querstange 13 verbunden, die an einer senkrechten, das Seitensteuer 15 für die seitliche Bewegung des Flugzeugs tragenden Achse 14 drehbar gelagert ist. (Fig. 1.)

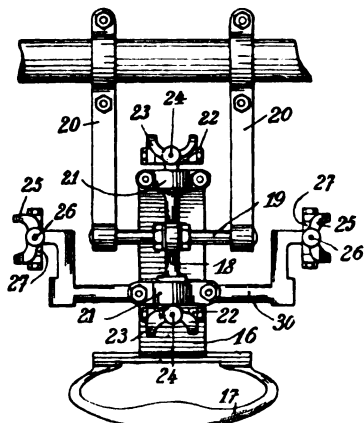
Die dem Griff 2 mitgeteilten Bewegungen werden, wie ersichtlich, auf das System der beiden Ruder 11 und 15 übertragen.



Zu Nr. 244 158. Fig. 1.

Durch entsprechende Anbringung der Steuer kann man die Steuerung so einrichten, daß das Flugzeug der Richtung des Griffes folgt, es genügt daher, immer diesen in die gewünschte Richtung einzustellen.

Was das in der Fig. 2 dargestellte Ausführungsbeispiel betrifft, so besteht die Einrichtung aus einem mit einem Griff 17 versehenen Rahmen 16, der auf dem senkrechten Arm 18 eines Querhauptes



Zu Nr. 244 158. Fig. 2.

drehbar gelagert ist, dessen anderer wagerechter Arm 19 in Haltern 20 drehbar aufgehängt ist, welche etwa schellenartig mit einem festen Teil des Flugzeugs verbunden sind. Der senkrechte Arm 18 des Querhauptes tritt an jedem seiner Enden aus seinen Lagern 21 heraus und nimmt auf diese Weise Bolzen 22 auf, die für gewöhnlich

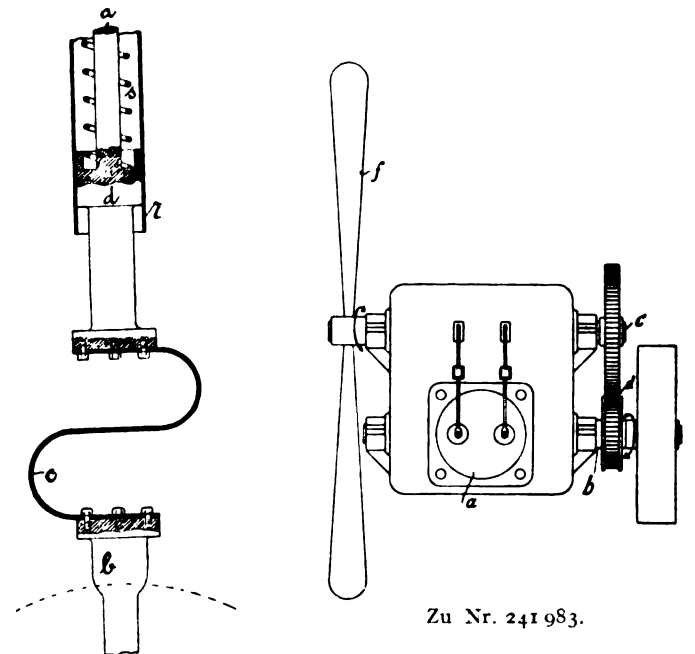
wagerecht sind. Auf jedem dieser Bolzen ist mittels seiner Arme eine Art von Bügel 23 drehbar gelagert, der in der Mitte eines Auges den entsprechenden Steuerungsdraht 24 aufnimmt.

Ein durch die Schnittpunkte der Verlängerung der Drähte 24 mit der vertikalen Symmetrieachse gedachter Kreis mit dem Durchmesser der Entfernung der Drähte 24 voneinander spielt die Rolle des Ringes 1 der schematischen Darstellung; der Ring 4 der Fig. 1 würde einem in der für gewöhnlich vertikalen, durch die Achse 19 gehenden Ebene verlaufenden Kreis mit dem Durchmesser der Entfernung der Drähte 26 voneinander entsprechen. Die diese Drähte 26 aufnehmenden Bügel 2 sind vermittelst der für gewöhnlich senkrecht stehenden Bolzen 27 drehbar mit den Ausläufern einer U-förmigen Traverse 30 verbunden, deren wagerechter Arm mit dem Rahmen 16 in fester Verbindung steht.

Patentanspruch 1. Vorrichtung zum gleichzeitigen Einstellen der verschiedenen Steuer von Luftfahrzeugen und Unterseebooten, dadurch gekennzeichnet, daß die Steuer mit einem gemeinsamen Steuerhebel (2) so verbunden sind, daß beim Verstellen des Steuerhebels die Steuer derart zum Ausschlag gebracht werden, daß die Richtungsänderung des Fahrzeuges entsprechend oder entgegengesetzt der Richtungsänderung des umgestellten Steuerhebels erfolgt.

Diesem Patent sollte seitens der deutschen Flugtechniker Beachtung geschenkt werden, da es von fast ebenso einschneidender Wichtigkeit wie das bekannte Wright-Patent ist. (Der Herausgeber.)

241 915. Fahrgestell für Flugmaschinen. Julius Wende in Holzminde. — Die Stoßstange a ist durch den Kolben d, der zu gleicher Zeit zur Aufnahme der Spiralfeder s dient, im Rohr r geführt. Dieses Stangenende sowie die Gabel b des Laufes endigen in eine Platte, an welche die Blattfeder c durch Schrauben befestigt ist. Der Zweck dieser Blattfeder c ist, den ersten Stoß unbekannter Richtung aufzufangen, um erst dann eine weitere axiale Einwirkung auf die Spiralfeder s abzugeben.



Zu Nr. 241 915.

241 983. Schraubenantrieb für Flugmaschinen. Rudolph Dreyer in Berlin. — Die Motorsteuerwelle c wird als Antriebswelle für die Schraube f benutzt. Da die Kurbelwelle b des Motors a gleichgerichtet zur Steuerwelle c angeordnet ist, so wird infolge der umgekehrten Bewegungsrichtung zwischen Kurbelwelle b und Schraube f die Kreisbewegung der letzteren durch die rotierenden Kurbel- und Schubstangenteile und das Schwungrad fast ausgeglichen.

237 222. Starres Luftschiff. Richard Wilcke in Friedenau und Albert Graff in Weißensee. — Der Ballonüberzug besteht aus zwei Teilen, einem oberen und einem unteren, die derart trennbar sind, daß der untere Rand des oberen Teiles über den unteren Teil nach außen ragt.

241 736. Luftschiff mit drehbarer Gondel und mit zum Fortbewegen sowie zum Steuern dienenden Schrauben. August Hündchen in Düsseldorf. — Die drehbare Gondel ist mit dem Ballon lösbar gekuppelt, so daß bei gelöster Kupplung und verstellten Schrauben die Gondel durch die Schrauben seitlich gedreht werden kann.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER

ING. ANSBERT VORREITER

BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS

DR. L. PRANDTL

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR	DR.-ING. H. FÖTTINGER	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
DR.-ING. F. BENDEMANN	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG	PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR. R. EMDEN	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESSELL	R. KNOLLER	DR. C. RUNGE
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASBURG I. F.	PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. S. FINSTERWALDER	DR. FRITZ HUTH	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	GEH. REG.-RAT E. JOSSE	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG
UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE			

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

27. April 1912.

Heft 8.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Bericht über die zweite Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft und die Gründung der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik“. S. 105.
Zeichnungen zur Kuttaströmung. Von Dr. W. Deimler, München. (Schluß.) S. 107.

Die „ALA“ Allgemeine Luftfahrzeug-Ausstellung in Berlin. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner und Ansbert Vorreiter. (Mit Tafel V und VI.) S. 109.
Patentschau. S. 113.
Bücher-Besprechungen. S. 116.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Bericht über die zweite Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft und die Gründung der „Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik“.

Gemäß des Auftrages, welcher der Göttinger Vereinigung zur Förderung der Angewandten Physik und Mathematik gelegentlich der vorjährigen Versammlung am 4. November von der ersten Tagung der Vertreter der Flugwissenschaften erteilt worden war, für solche Maßnahmen zu sorgen, welche zur Aufrechterhaltung und Weiterentwicklung der angeknüpften Beziehungen zwischen diesen Vertretern dienen können, fand am 3. April 1912 in einem Sitzungssaale des Herrenhauses die zweite Versammlung mit fast 120 Teilnehmern statt. Es ist besonders der rührigen Tätigkeit des Herrn Geh. Regierungsrat Dr. v. Böttinger, als Vorsitzenden der Göttinger Vereinigung, sowie des Herrn Professor Dr. Prandtl, Göttingen, zu danken, daß die einzelnen Angelegenheiten so weit vorbereitet waren und der Versammlung nicht nur schon ausgearbeitete Vorschläge unterbreitet werden konnten, sondern daß die Tagung auch schon unter dem Vorsitz Sr. Königl. Hoheit des Prinzen Heinrich von Preußen zusammenzutreten konnte.

Auf dieser Sitzung ist nun das ins Leben gerufen, was in wissenschaftlichen, in Beziehung zur Luftfahrt stehenden Kreisen bereits seit langem erstrebt wurde, nämlich: eine Gesellschaft zur wissenschaftlichen Förderung der Luftfahrt, welche sich unter dem Namen »Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik« sogleich mit über 170 Teilnehmern konstituierte.

Die Bedeutung, welche diesem Kongreß allgemein beigelegt wurde, geht daraus hervor, daß Prinz Heinrich sich an seine Spitze gestellt hat, und daß von sämtlichen Reichsämtern und sonstigen Behörden die verschiedenen Dezenten

anwesend waren, während auch die privaten Organisationen auf diesem Gebiete durch ihre Vorsitzenden vertreten wurden. Nach der kurzen Eröffnungsrede des Prinzen Heinrich skizzierte Herr Geheimrat v. Böttinger kurz die Stellung Göttingens und der Göttinger Vereinigung auf dem Gebiete der Luftfahrt, woraus sich die Berechtigung für Göttingen ableitete, einen solchen Kongreß zusammenzuberufen. Er wies ferner darauf hin, daß die zu gründende Gesellschaft, deren Ziele später Herr Professor Prandtl eingehender auseinander setzte, in keiner Weise den bestehenden bzw. den neu zu schaffenden Einrichtungen Konkurrenz machen solle, daß sie vielmehr das Bindeglied werden möchte zwischen allen ähnlichen Bestrebungen, die doch letzten Endes dasselbe Ziel haben.

Hierauf gab Herr Professor Prandtl einen Überblick über die Vorgeschichte der neu zu errichtenden, wissenschaftlich-technischen Gesellschaft, in welchem er auf die Bestrebungen der Göttinger Vereinigung und ihre Beziehungen zur Luftfahrt hinwies. Die erste Annäherung bestand darin, daß sich eine große Anzahl ihrer Mitglieder an der Gründung der Motorluftschiff-Studien-Gesellschaft beteiligte, welche letztere durch Errichtung und Erhaltung einer Modell-Versuchsanstalt in Göttingen in besonders glücklicher Form an der wissenschaftlichen Forschung mitgewirkt hat. Zum zweiten Male trat die Göttinger Vereinigung der Luftfahrt näher, als sie im Jahre 1909 gelegentlich der ILA die Bekanntschaft mit Herrn August Euler anknüpfte, der zu jener Zeit sich bereits mit praktischen Flugversuchen beschäftigte. Diese engere Fühlung wurde von großer Bedeutung, denn im November vorigen Jahres machte Herr Euler das Anerbieten, mit einigen Schülern und den nötigen Flugmaschinen nach Göttingen zu kommen und dort Flugvorführungen instruktiver Art vorzunehmen. Diese Vorführungen sollten zusammenfallen mit einer Tagung der Göttinger Vereinigung und einem kleinen flugtechnischen Kongreß. Als die Zusagen zu diesem

Kongreß in überraschender Weise sich mehrten, konnte daran gedacht werden, auch die Vertreter der Staatsbehörden einzuladen, auf welche Weise dann die Tagung insofern einen erfreulichen Verlauf nahm, als 12 wissenschaftliche Vorträge gehalten werden konnten, welche mitsamt ihren interessanten Diskussionen in einem besonderen Verhandlungsbericht niedergelegt sind. Nach dieser Einleitung besprach Herr Prof. Prandtl kurz die Ziele und Hauptaufgaben der Gesellschaft. Sie werden vornehmlich darin bestehen, Versammlungen zu veranstalten, die wissenschaftlich-technische Vorträge, Debatten über aktuelle Fragen, Besichtigungen u. dgl. mit sich bringen. Die Berichte dieser Versammlungen sollen, um ihnen einen bleibenden Wert zu geben, veröffentlicht werden. Diesen Hauptaufgaben schließen sich Beratungen in Sonderausschüssen und Anregung sowie Drucklegung geeigneter Forschungsarbeiten an. Alle diese Aufgaben können naturgemäß nicht auf einmal in Angriff genommen werden, sie müssen sich vielmehr allmählich aus sich selbst entwickeln. Die zur Erreichung positiver Resultate unumgänglich notwendige Abgrenzung des Arbeitsgebietes wurde darin gefunden, daß alle Fragen, welche nicht unmittelbar mit dem Luftfahrzeugbau und seiner wissenschaftlich-technischen Unterstützung zusammenhängen, außerhalb der Erörterung bleiben sollen. Nachdem dann noch darauf hingewiesen wurde, daß zwischen der Reichsversuchsanstalt und der neu zu gründenden Gesellschaft nicht nur keinerlei Konflikt der Aufgaben vorliegen wird, sondern, daß es im Gegenteil wünschenswert sein dürfte, wenn eine möglichst enge Fühlung zwischen beiden ins Leben tritt, wurde kurz auf die Satzungen eingegangen, deren Ausarbeitung in Anlehnung an die Satzungen der Schiffbautechnischen Gesellschaft einem besonderen geschäftsführenden Ausschuß übertragen werden soll. Besonders wurden die Mittel zur Erreichung wissenschaftlicher Förderung in folgenden vier Punkten zusammengefaßt:

1. Versammlungen, in denen Vorträge gehalten und Fachangelegenheiten besprochen werden.
2. Drucklegung sowie Übersendung der Vorträge und Besprechungen an die Gesellschaftsmitglieder.
3. Stellung von Aufgaben und Anregung von Versuchen zur Klärung wichtiger luftfahrttechnischer Fragen.
4. Drucklegung von Forschungsarbeiten auf dem Gebiete der Luftfahrttechnik und Wissenschaft.

Bevor nun über die Gründung der Gesellschaft als solche abgestimmt wurde, nahm Herr Geheimrat v. Böttiger Gelegenheit, der außerordentlichen Tätigkeit des Herrn Geheimrats Klein, Göttingen, zu gedenken, der durch eine schwere Erkrankung verhindert sei, an dieser ihm so sehr am Herzen liegenden Versammlung teilzunehmen. Er brachte fernerhin zur Kenntnis, daß von seiten des Präsidiums des Kaiserlichen Aero-Klubs das lebenswürdige Anerbieten gemacht worden sei, der neuen Gesellschaft genügende Räume zur Mitbenutzung zur Verfügung zu stellen, so daß sie also schon ein festes Domizil besäße. Es wurde ferner vorgeschlagen, das Geschäftsjahr vom 1. April bis 31. März laufen zu lassen, und den provisorischen Arbeitsausschuß zu ermächtigen, den auf 20 M. festgesetzten Mitgliedsbeitrag bereits für das Jahr 1912/13 zur Bestreitung laufender Ausgaben einzuziehen, was allseitig angenommen wurde.

Über den von der Gesellschaft anzunehmenden Namen, für welchen mehrere Vorschläge vorgebracht wurden, entspann sich zunächst eine längere Debatte, welche zu keinem rechten Resultat zu führen drohte. Die sehr geschickte Versammlungsleitung des Prinzen Heinrich umging diese Klippe aber dadurch, daß eine kurze Pause zur mündlichen Besprechung und Verständigung der Anwesenden eingelegt wurde mit dem Resultat, daß mit überwiegender Majorität der Name: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik« angenommen wurde.

Hierauf wurde der geschäftsführende Ausschuß gewählt, für welchen bereits 20 Herren durch Geheimrat v. Böttiger vorgeschlagen, welche Zahl dann durch Zuwahl aus der Versammlung noch auf 27 erhöht wurde, so daß sich der Arbeitsausschuß unter dem Vorsitz des Prinzen Heinrich aus folgenden Herren zusammensetzt:

1. Geheimer Regierungsrat Albert vom Reichsamte des Innern.
2. Geheimer Regierungsrat Professor Dr. Abmann, Lindenberg.
3. Professor Baumann, Stuttgart.
4. Dr.-Ing. Bendemann, Lindenberg.
5. Geheimer Regierungsrat Dr. v. Böttiger, Elberfeld.
6. Professor Dr. Budde, Berlin (Siemens & Halske).
7. August Euler, Frankfurt a. M.
8. Professor Finsterwalder, München.
9. Professor Hartmann, Frankfurt a. M. Physikalischer Verein.
10. Geheimer Regierungsrat Professor Dr. Hergesell, Straßburg i. Els.
11. Exzellenz v. Hollmann, Staatssekretär a. D.
12. Hauptmann v. Kehler, Berlin.
13. Geheimer Regierungsrat Klein, Göttingen.
14. Kapitän z. S. Lübbert vom Reichsmarinamt.
15. Ministerialdirektor Dr. Naumann vom Kultusministerium.
16. Exzellenz v. Nieber, Generalleutnant z. D. Vorsitzender des Deutschen Luftfahrer-Verbandes-Berlin.
17. Max Oertz, Werftbesitzer, Hamburg.
18. Major a. D. Professor v. Parseval, Charlottenburg.
19. Professor Dr. Prandtl, Göttingen.
20. Professor Dr.-Ing. Reißner, Aachen.
21. Oberst Schmiedeknecht vom Kriegsministerium.
22. Professor Schütte, Danzig.
23. Graf Sierstorff, Berlin.
24. Professor Wagener, Danzig.
25. Graf Zeppelin, General der Kavallerie, Friedrichshafen.
26. Geheimer Oberbaurat Dr.-Ing. Zimmermann, Berlin.

Diesem Arbeitsausschuß liegt es ob, die Statuten endgültig auszuarbeiten, und die zur Geschäftsleitung nötigen Ämter so vorzubereiten, daß die nächste Versammlung in der Lage ist, definitive Beschlüsse zu fassen. Dieser Versammlung soll eine wissenschaftliche Sitzung angegliedert werden, um auf diese Weise eine große Teilnehmerzahl gleichzeitig für die Beschlußfassung heranzuziehen. Vom Vorsitzenden, dem Prinzen Heinrich, wurde dem Deutschen Kaiser telegraphisch die Konstituierung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik übermittelt:

Seine Majestät Deutscher Kaiser

Corfu.

Euer Majestät melde ich alleruntertänigst, daß die Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik sich heute unter meinem Vorsitz mit bereits 170 Mitgliedern konstituiert hat. Die Gesellschaft will sich zum Nutzen und Ansehen deutscher Wissenschaft in den Dienst der großen Aufgaben dieses neuen Forschungsgebietes stellen und wagt hierzu huldvollste Förderung durch Euere Majestät zu erbitten.

gez. Heinrich, Prinz von Preußen.

Auf diese Depesche lief folgende Antwort ein:

Prinz Heinrich von Preußen, Darmstadt.

Telegramm aus S. S. Achilleion 160: 46/45 : 4 11,50 mtr W. den 4/4.

Meinen besten Dank für die Meldung von der Konstituierung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik unter Deinem Vorsitz.

Ich werde die bedeutsame Arbeit der Gesellschaft mit lebhaftem Interesse begleiten und ihr tunlichste Förderung zuteil werden lassen.

gez. Wilhelm, i. r.

Am nächsten Tage fand im gleichen Saale des Herrenhauses die erste wissenschaftliche Sitzung statt. Da sowohl der Vorsitzende, Prinz Heinrich, als auch Geheimrat v. Böttiger am Erscheinen verhindert waren, wurde sie durch Professor Prandtl eröffnet und später unter dem Alterspräsidium von Geheimen Regierungsrat Professor Dr. Ab-

1) Zum Teil sind sie in dieser Zeitschrift, S. 25, veröffentlicht.

man geleitet. Zunächst wurde die innere Organisation der Gesellschaft noch dahin geregelt, daß nur eine Hauptversammlung im Jahre stattfinden soll, und zwar mit stets wechselndem Tagungsort, weil es auf diese Weise am einfachsten gelingt, die Gesellschaft schnell mit allen Teilen des Reiches bekannt zu machen.

Jede Versammlung soll den Ort für die nächste Tagung festlegen, diese selbst soll eine Dauer von 2 bis 3 Tagen nicht überschreiten und mitten im Semester stattfinden. Eine tunliche Beschränkung von Festlichkeiten soll angestrebt werden, um die zur Verfügung stehende Zeit möglichst zum Arbeiten zu benutzen. Dann wurde zum Hauptpunkt der Sitzung geschritten, nämlich über die nächsten Ziele der Gesellschaft eine Aussprache herbeizuführen und hierzu erstatteten die anwesenden Laboratorienleiter in Ergänzung ihrer im November vorigen Jahres gegebenen Mitteilungen über die von ihnen geleiteten Versuchsanstalten, deren Ziele und die bisher erzielten Ergebnisse Bericht. Professor Dr. v. Parseval skizzierte kurz seine im Bau begriffene Versuchseinrichtung, mit welcher er durch Unterstützung des Kultusministeriums in der alten Ballonhalle der Motorluftschiffstudien-Gesellschaft in Reinickendorf Widerstandsversuche an Tragflächen wirklicher Größe vornehmen will. Professor Prandtl konnte als jüngste Einrichtung die Propellerprüfanlagen erwähnen, die einerseits mit Modellschrauben im Versuchskanal vorgenommen werden sollen, während andererseits Vergleichsversuche an Propellern natürlicher Größe auf der fahrbaren Prüfvorrichtung vorgenommen werden können, welche seinerzeit nach Prandtl's Entwürfen von der ILA gebaut worden ist und jetzt durch Unterstützung des Kultusministeriums einem umfassenden Umbau unterzogen wurde, nach welchem die Versuche auf einem Gleis in der Nähe Göttingens vor sich gehen sollen. Auch Professor Reißner konnte nähere Angaben über die von ihm geschaffenen Versuchseinrichtungen zur Prüfung von Luftschraubenmodellen im bewegten Luftstrom an der Aachener Hochschule machen, während Herr Dr. Bendemann mitteilte, daß er nach Abschluß der ersten systematischen Versuchsreihen zu Druckmessungen im Schraubenstrahl mittels eines Pitot-Rohres übergehen werde, wobei von Herrn Professor Prandtl noch angeregt wurde, diese Druckmessungen mittels eines gleichzeitig rotierenden Pitot-Rohres vorzunehmen. Professor Schreber, Greifswald, erwähnte zunächst die von ihm erfolgreich verwendeten Einrichtungen, mit welchen eine leichte Demonstration der augenfälligsten aerodynamischen Gesetzmäßigkeiten vor einem großen Auditorium möglich ist, und berichtete weiterhin über die von ihm vorgenommenen Druckverteilungsmessungen an pendelnd aufgehängten Tragflächen. Professor Baumann, Stuttgart, teilte mit, daß die Technische Hochschule bisher mit der Aufstellung eines Programms gewartet hätte, um Doppelarbeiten mit anderen Institutionen zu vermeiden: Nunmehr läge jedoch etwa folgendes Programm vor: Luftfahrzeug-Motoren mit direkter und indirekter Kühlung bei normalem und künstlich erniedrigtem Luftdruck auf ihre Leistung hin zu prüfen; das Zusammenarbeiten von Propellern mit diesen Motoren zu untersuchen, geeignete für die Praxis verwendbare Messinstrumente zu erproben usw. Dr. Dieckmann berichtete über die Einrichtungen der Station für drahtlose Telegraphie in Gräfelfing bei München, welche sich zunächst mit der Zündungsgefahr bei der Anwendung drahtloser Telegraphie im Luftschiff beschäftigt hätten, während nunmehr die Selbstaufladung von Luftfahrzeugen untersucht würde, und späterhin die drahtlose Orientierung hinzukäme. Dann äußerten sich einige Herren über die fliegenden Laboratorien, deren Wert für die Nachprüfung der auf der Erde erhaltenen Resultate allgemein anerkannt wurde, vor deren zu früher Einführung man aber warnte, so lange eine reinliche Scheidung der Versuchsergebnisse nach den einzelnen Einflüssen hin nicht möglich sei. Endlich äußerte sich Herr Prof. Ahlborn-Hamburg über die von ihm in vorbildlicher Weise geschaffenen Versuchseinrichtungen zur photographischen Festhaltung und Sichtbarmachung von Strömungserscheinungen eines verschiedenen Körper umströmenden Mediums und gab seinem Bedauern darüber Ausdruck, daß er durch mangelnde pekuniäre Unterstützung gezwungen worden sei, diese Versuchseinrichtungen vorzeitig aufzulösen. Weil sich ähnliche Äußerungen bei verschiedenen Forschern bemerkbar gemacht hatten, wurde es

aus der Versammlung heraus als vornehmste Aufgabe der neuen Gesellschaft hingestellt, dafür Sorge zu tragen, daß in Zukunft für derartige Forschungen aus staatlichen oder privaten Quellen die nötigen Mittel bereit gestellt würden. Den Schluß dieser ersten wissenschaftlichen Sitzung bildete am Nachmittage eine Besichtigung der Wissenschaftlichen Abteilung der Allgemeinen Luftfahrzeugausstellung, welche Abteilung zu diesem Zwecke nur den Teilnehmern am Kongreß zugänglich war. Die einzelnen Leiter der ausstellenden Versuchsanstalten übernahmen für ihren Stand die Führung und konnten den Kongreßteilnehmern auf diese Weise einen Einblick in die Tätigkeit ihrer Anstalten geben. Da im nächsten Heft in einem gesonderten Bericht auf die Wissenschaftliche Abteilung der ALA eingegangen werden soll, genügt an dieser Stelle dieser kurze Hinweis.

Zeichnungen zur Kuttaströmung.

Von Dr. W. Deimler, München.

(Schluß aus Heft 7.)

Kurvengleichen Drucks.

Falls der Druck p_0 und die Geschwindigkeit v_0 an einer beliebigen Stelle vorgegeben sind, so läßt sich aus der Geschwindigkeit v an einer beliebigen anderen Stelle der dort herrschende Druck berechnen nach der bereits angeführten Formel:

$$p = p_0 + \frac{1}{2} \rho (v_0^2 - v^2).$$

Wir nehmen an, im Unendlichen sei $v_0 = 20$ m/sek, ferner $p_0 = 760$ mm Quecksilber, die Temperatur 0° , so daß also das Raumgewicht $\gamma = g \rho = 1,293$ kg/cbm ist.

Wir bekommen damit (nach dem Prinzip der relativen Bewegung: die Flüssigkeit wird als ruhend, das Hindernis als bewegt angenommen) das praktisch interessante Beispiel der Druckverteilung um einen Aeroplanflügel von kreisförmigem Querschnitt, der mit einer Geschwindigkeit von 20 m/sek durch eine ruhende Luftmasse vorwärts bewegt wird. Die Luftmasse ist als unendlich ausgedehnt angenommen, die Querausdehnung des Flügels sehr groß gegenüber seiner Ausdehnung in der Bewegungsrichtung (vgl. physikalische Grundlagen).

Wegen der Kleinheit der auftretenden Überdrücke ist es besser in mm Wasser zu rechnen. Der Druck von 1 mm Wasser entspricht dem Druck von 1 kg/m², also erhält man den Überdruck $p - p_0$ in mm Wasser gemessen:

$$p - p_0 = \frac{1}{2} \cdot \frac{1,293}{9,81} \cdot 20^2 \left[1 - \left(\frac{v}{v_0} \right)^2 \right] = 26,36 \cdot \left[1 - \left(\frac{v}{v_0} \right)^2 \right].$$

Man sieht aus dieser Formel sofort, daß der größte Überdruck dort auftritt, wo $v = 0$ wird, also an dem Spaltungspunkt der Stromlinie $V = 0$ auf der unteren Schalenseite. Der Überdruck beträgt dort 26,36 mm Wasser.

Der größte Unterdruck tritt auf für $v = \infty$ also an der Vorderkante; er ist dort selbst unendlich groß. (Aber nur längs einer unendlich schmalen Kante! vgl. Kutta I. c. S. 21.)

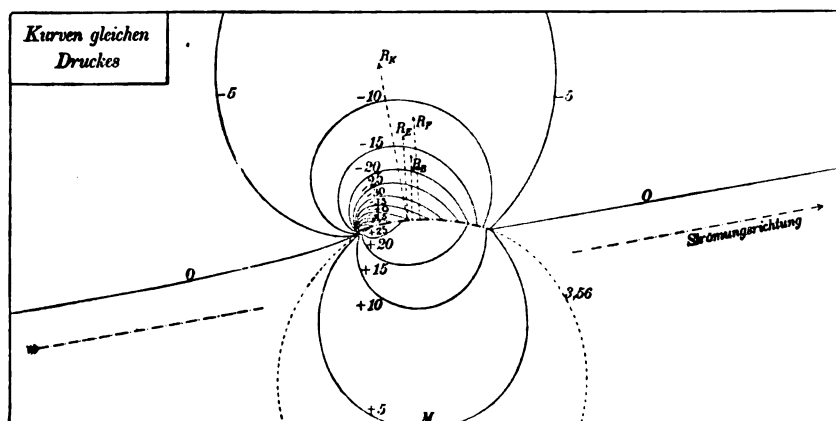
Für einige weitere Punkte auf der Schale wurde die Geschwindigkeit und damit der Druck exakt gerechnet¹⁾, in der Umgebung der Schale wurde er an der Länge der Quadratseiten der Fig. 5 und 6 abgemessen. Die Geschwindigkeit ist ja umgekehrt proportional mit der Länge der Quadratseite am betreffenden Ort. Durch Interpolation aus den erhaltenen Werten in Intervallen von 5 zu 5 mm entstand die Fig. 7²⁾.

Interessant ist, daß sich an der Hinterkante noch ein Überdruck von 3,56 mm ergab.

Außer den Kurven gleichen Drucks wurden in die Figur noch eingezeichnet: Der Gesamtauftrieb R_K (strichpunktiert), der sich nach der Kuttaschen Theorie ergibt, sowie der resultierende Druck R_F , R_E und R_B (gestrichelt), wie er aus ex-

¹⁾ Vgl. Formel bei Kutta I. c. S. 13.

²⁾ Genaueres vgl. Zeitschr. f. Math. u. Phys.

Fig. 7. $v = 20$ m/sec.

perimentellen Versuchen von Föppl¹⁾, Eiffel²⁾ und Boltzmann³⁾ gefunden wurde.

R_K wurde berechnet nach den Formeln, die Kutta l. c. S. 18 ff. gibt, es ist dabei die Saugkraft mit einbegriffen, die sich an der mit unendlicher Geschwindigkeit umströmten Vorderkante ergibt. Die Richtung von R_K ist normal zur Strömungsrichtung.

R_F konnte der zitierten Arbeit von Föppl ohne weiteres entnommen werden, da Föppl gerade eine kreisförmige Schale mit dem Pfeil $\frac{1}{12}$ (genauer $\frac{1}{12,1}$; in Föppls Bezeichnungsweise $f = 1,65$) untersucht hat. Die Dimensionen der Schale waren 20×80 cm.

R_E ist der Zeichnung Eiffels (l. c. S. 229) entnommen. Die Seiten der von Eiffel verwandten Fläche hatten die Länge 15×90 cm, der Pfeil betrug $\frac{1}{13,5}$. Um auf unsern Pfeil $\frac{1}{12}$ zu kommen, müßte das Eiffelsche Resultat vergrößert werden¹⁾.

R_B ist interpoliert aus den Resultaten, die Boltzmann l. c. mit zwei kreisförmig gewölbten Schalen vom Wölbungspfeil $\frac{1}{21,4}$ resp. $\frac{1}{10,5}$ und den Seiten 3×12 cm erhielt. Speziell die Interpolation des Angriffspunktes der Resultierenden kann größere Fehler ergeben haben.

Es ergaben sich für $v = 20$ m/sec folgende Größen der R :

$$\begin{aligned} R_K &= 55,9 \text{ kg/m}^2 \\ R_F &= 36,1 \text{ kg/m}^2 \\ R_E &= 29,4 \text{ kg/m}^2 \\ R_B &= 22,8 \text{ kg/m}^2. \end{aligned}$$

Eine besonders gute Übereinstimmung der Resultate Föppls, Eiffels und Boltzmanns mit denen Kuttas ist aus zwei Gründen gar nicht zu erwarten: 1. Ist das Seitenverhältnis in den Untersuchungen von Föppl⁴⁾ und Boltzmann bloß 4 : 1, in den Eiffelschen 6 : 1 (bei manchen Vögeln ist es 10 : 1), während es bei Kutta als unendlich angenommen ist. 2. Ist die Krümmung $\frac{1}{12}$ schon so groß und die absolute Größe der experimentell untersuchten Flächen (speziell bei Boltzmann) so gering, daß die Wirbel, von denen Kutta ab-

¹⁾ Mitteil. aus der Gött. Versuchsanstalt (Zeitschr. f. Flugtechn. u. Mot.-Luftschiffahrt I. Jahrg. S. 129 ff.).

²⁾ Eiffel, Résistance de l'air, Paris 1910.

³⁾ Boltzmann »Über den Luftwiderst. gewölb. Flächen« Sitz.-Ber. d. K. Ak. d. Wiss. in Wien, math. naturwiss. Kl. 1910.

⁴⁾ In seiner Dissertation »Windkräfte an ebenen und gewölbten Platten« Aachen 1911 hat Föppl eine Fläche mit dem Seitenverhältnis 9 : 1 untersucht (S. 66 ff.). Wegen des verschiedenen Wölbungspfeils (Pfeil bei Föppl ca. $\frac{1}{22}$) können wie unsere Resultate nicht wohl damit verglichen. Man sieht jedoch aus Föppls Resultaten, daß die Annäherung an die Theorie bei wachsendem Seitenverhältnis tatsächlich immer besser wird.

sieht, bereits wesentlichen Einfluß auf den Gesamtcharakter der Strömung gewinnen müssen.

Wichtig — und für die Kuttasche Theorie günstig — ist der Sinn der Abweichungen zwischen Theorie und Experiment: Das Experiment liefert einen kleineren Wert und einen etwas weiter zurückliegenden Angriffspunkt des Gesamtwiderstandes als die Theorie. Man beachte jetzt: An der Vorderkante muß (wie schon in den physikalischen Grundlagen erwähnt) ein Wirbel entstehen. Durch ihn geht 1. ein Teil des berechneten Auftriebs verloren, 2. rückt dessen Angriffspunkt etwas nach hinten. Wenn es also gelänge, diesen Wirbel an der Vorderkante noch mit in Rechnung zu ziehen, so würde das besonders für kleine oder negative Anströmungswinkel eine weitere Annäherung der Theorie an die Praxis ergeben.

Verteilung des Drucks längs der Ober- und Unterseite der Schale.

Zuletzt sei noch unsere Verteilung des Drucks auf der Ober- und Unterseite der Schale verglichen mit den experimentellen Resultaten Eiffels¹⁾ (die Resultate Boltzmanns l. c. S. 29 ff. können wegen der Kleinheit der von ihm verwandten Flächen nicht zum Vergleich herangezogen werden).

Eiffel bestimmte experimentell die Druckverteilung längs des Mittelschnitts (Schnitt parallel zur Strömungsrichtung) einer kreisförmig gewölbten Schale vom Wölbungspfeil $\frac{1}{13,5}$ und den Seiten 15×90 cm. Die tatsächlich verwandten Strömungsgeschwindigkeiten betrugen 13 bis 15 m/sec, die Drucke wurden jedoch umgerechnet auf eine Geschwindigkeit von 10 m/sec.

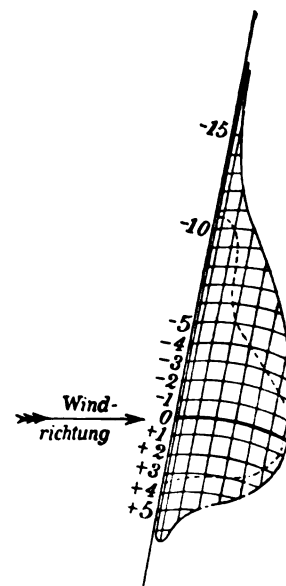
Die Fig. 8 ist eine Kopie der Eiffelschen Figur (l. c. zwischen Seite 238 und 239; Eiffels Resultate haben wir gestrichelt), zu der wir unsere Resultate hinzugefügt haben (ausgezogen; die Druckverteilung entspricht unserer Fig. 7, ist jedoch auf 10 m/sec umgerechnet). Der Luftstrom kommt von links unten unter einem Winkel von 10° gegen die Horizontale; die beigesetzten Zahlen geben die Über- resp. Unterdrucke in mm Wasser. Sie sind aufgetragen über dem Kreisbogen als Grundlinie.

Die Übereinstimmung beider Resultate würde noch verbessert durch Ausgleichung des Wölbungspfeils (wir haben ja den Pfeil $\frac{1}{12}$, Eiffel $\frac{1}{13,5}$ verwandt). Diese Ausgleichung könnte etwa mittels der experimentellen Daten von Föppl²⁾ vorgenommen werden, der den Einfluß verschiedenen Wölbungspfeils auf den Auftrieb untersucht hat. Danach müßten die Ordinaten der Eiffelschen Kurve nach oben und unten vergrößert werden, falls unsere Kurve unverändert bliebe.

Interessant ist es, daß sowohl nach unseren, aus der Kuttaschen Theorie folgenden, wie nach den Eiffelschen experimentellen Resultaten der Hauptanteil des Auftriebs der Oberseite der Schale zufällt: Die Schale wird gleichsam in die Höhe gesaugt, weniger in die Höhe gedrückt.

¹⁾ Eiffel, Résistance de l'air, Paris 1910.

²⁾ Mitt. aus d. Gött. Versuchsanst.; Zeitschr. f. Flugtechn. u. Mot.-Luftschiffahrt, 1. Jahrg. S. 129 ff.

Fig. 8. $v = 10$ m/sec.

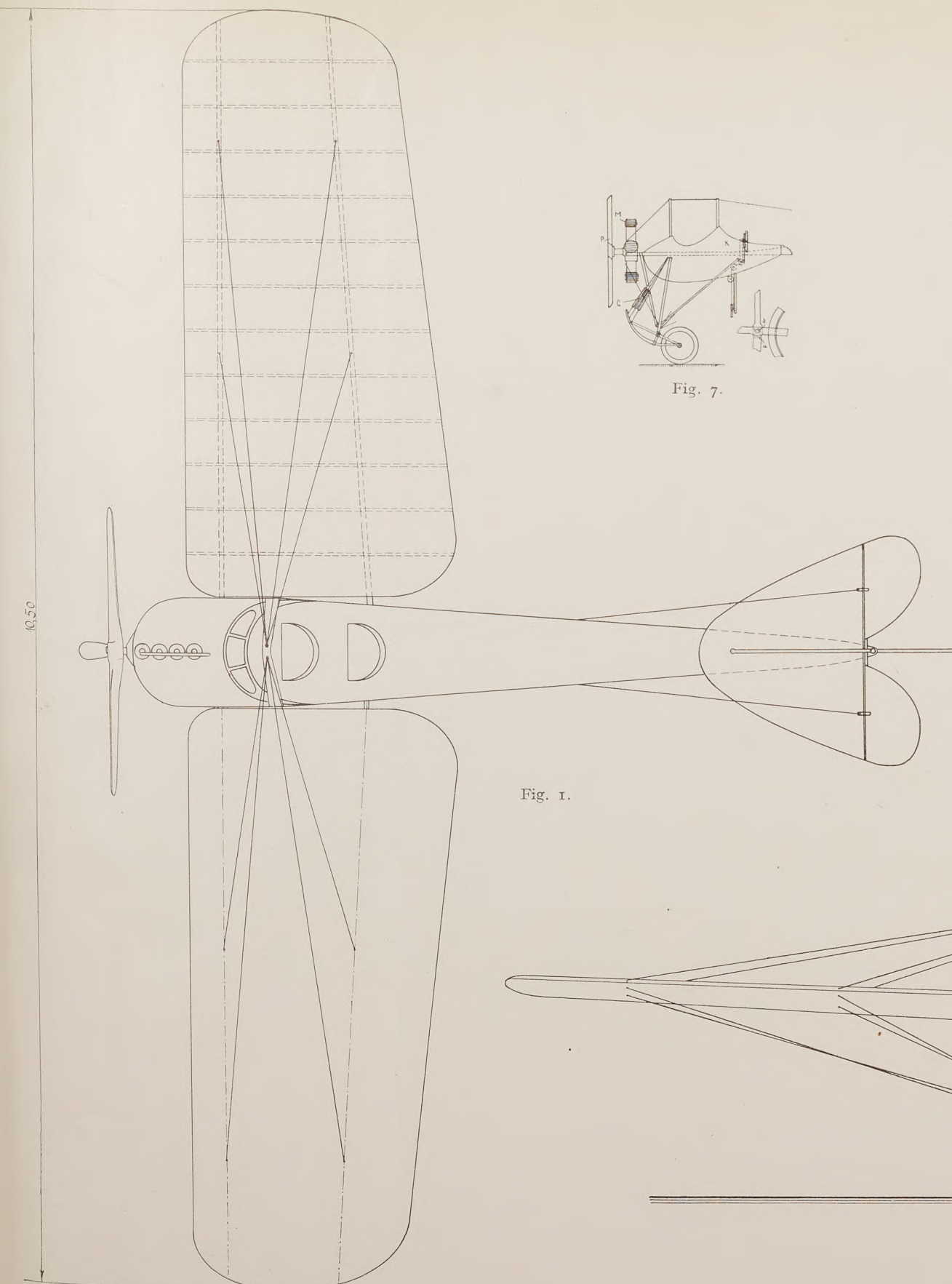


Fig. 1.

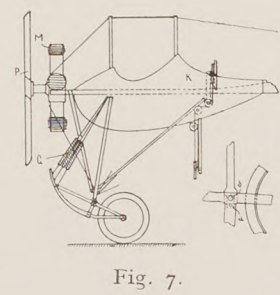


Fig. 7.

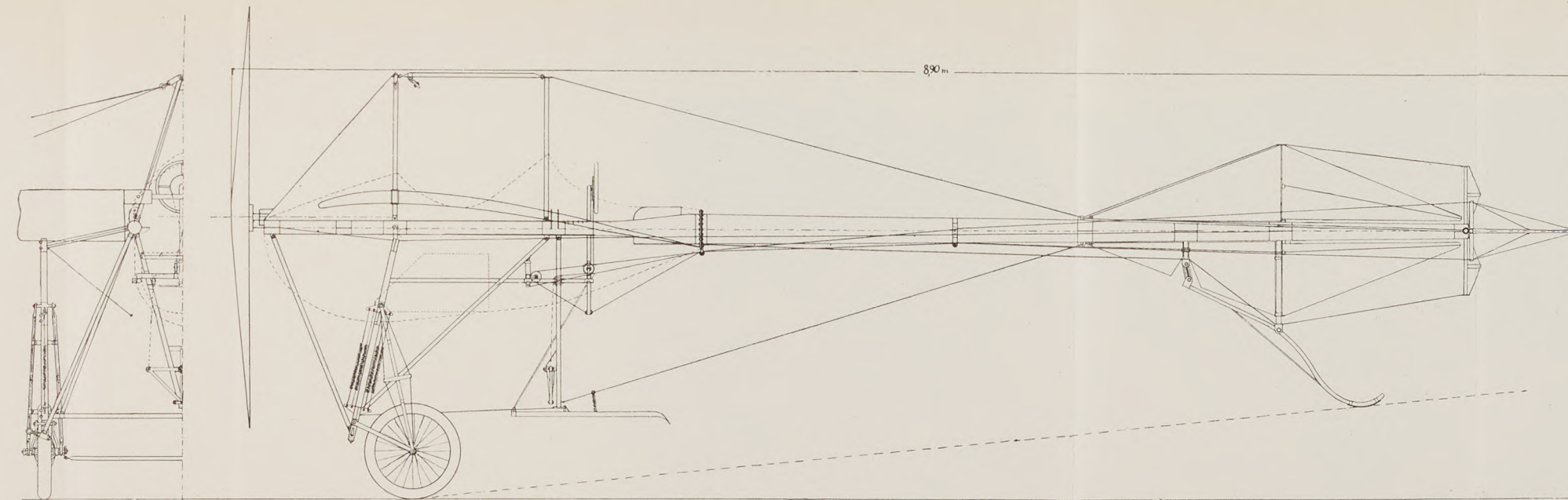


Fig. 6.

Fig. 4.

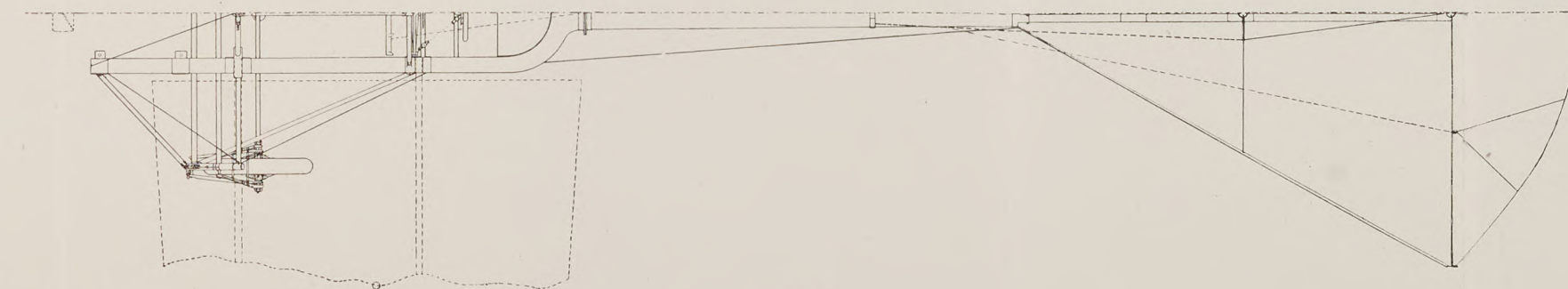


Fig. 5.

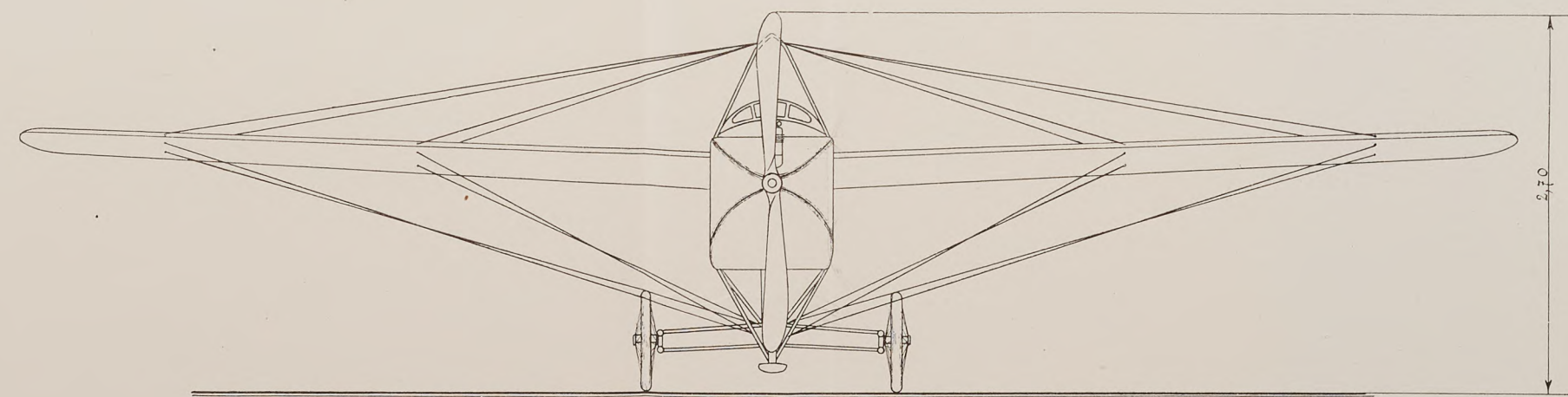


Fig. 3.

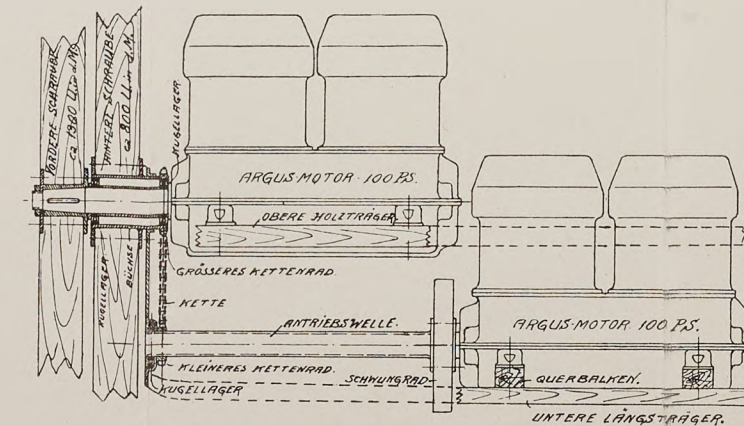


Fig. 8.

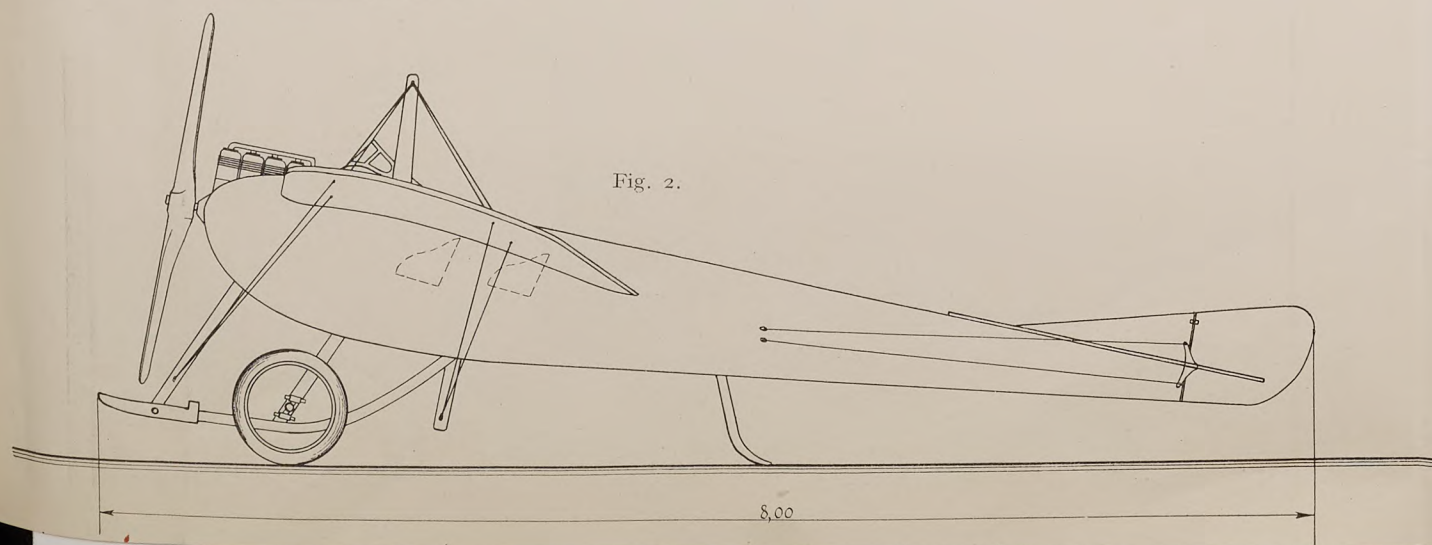


Fig. 2.

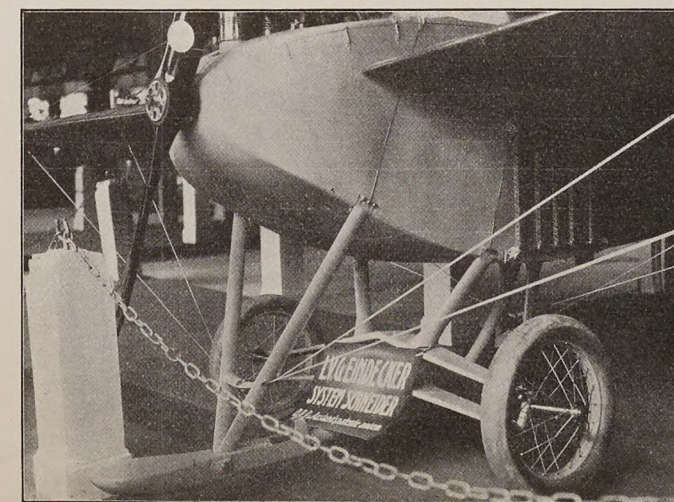


Fig. 9.



Fig. 10.

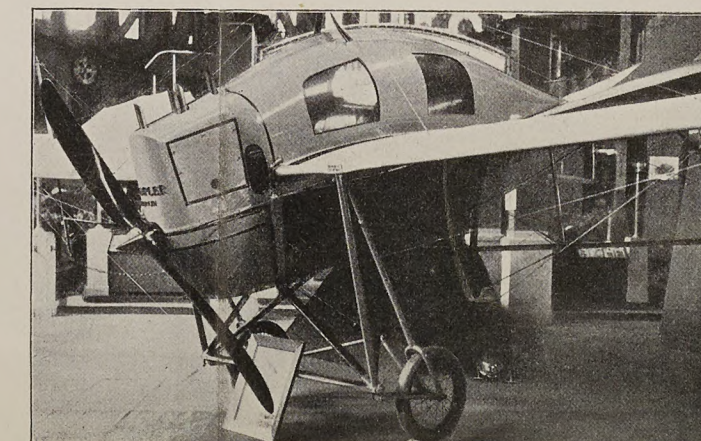


Fig. 11.

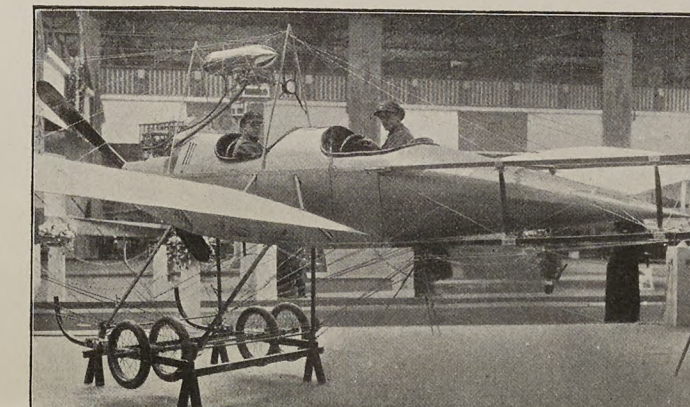


Fig. 15.

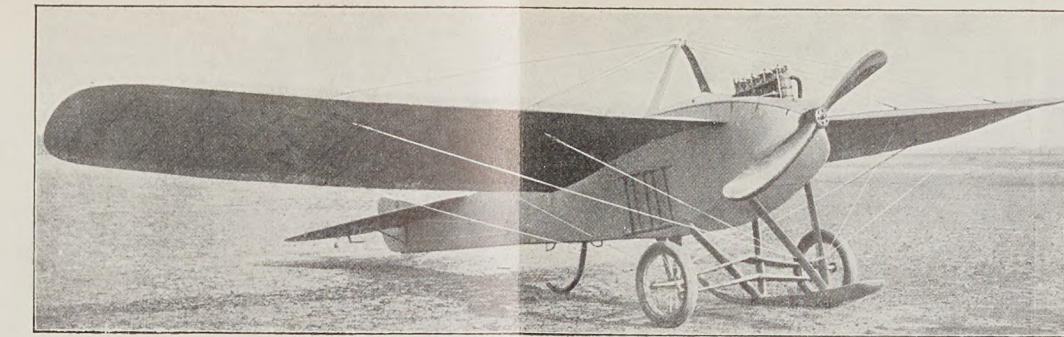


Fig. 12.

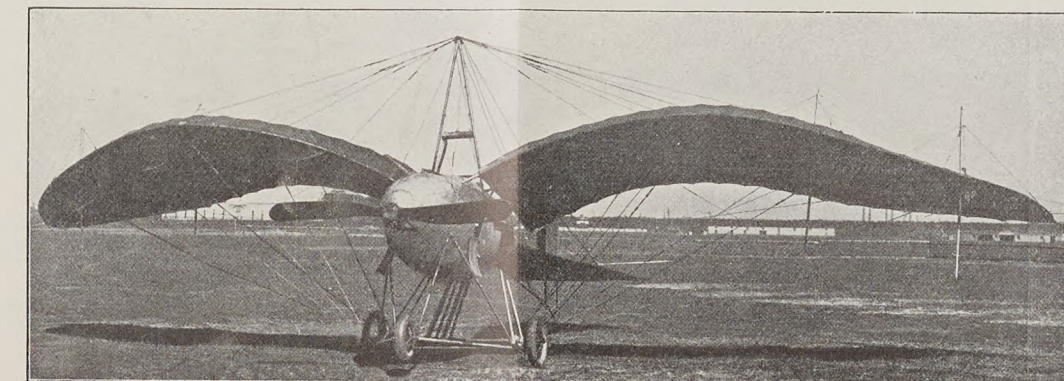


Fig. 13.

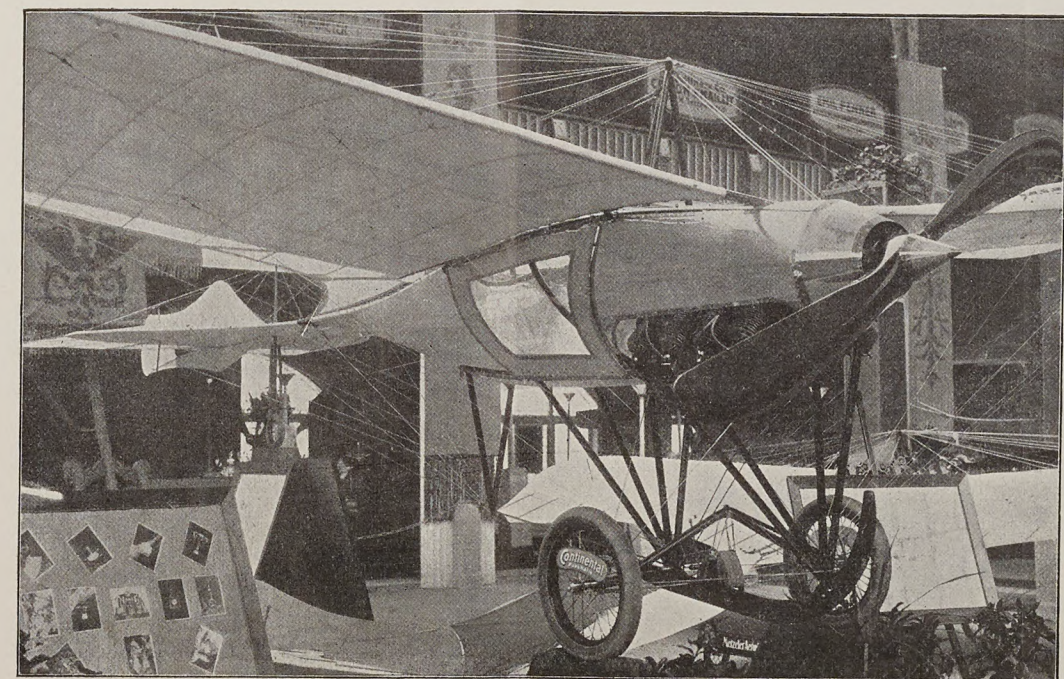


Fig. 14.

Fig. 1—3. Eindecker der Luftverkehrs-Gesellschaft (System Schneider).

Fig. 4—6. Eindecker von Haefelin mit normalem Fahrgestell.

Fig. 7. Neues Fahrgestell von Haefelin. G Gummizüge an den Kufen. M luftgekühlter Sternmotor. Nebenfigur Doppelgelenkzapfen (a, b) für die Radgabel.

Fig. 8. Anordnung der beiden Motore am Eindecker (»Riesentaube«) von Loutzkoy.

Fig. 9. Landungsgestell mit beweglicher Kufe am Eindecker der Luftverkehrs-Gesellschaft.

Fig. 10. Eindecker der Deutschen Flugzeug-Werft (System Dr. Huth).

Fig. 11. Eindecker »Delphin« von E. Rumpler.

Fig. 12. Eindecker der Luftverkehrs-Gesellschaft von vorn gesehen.

Fig. 13. »Garuda« Eindecker.

Fig. 14. Eindecker von Grade mit neuem Motor (nach unten hängenden Zylindern) von vorn gesehen.

Fig. 15. Eindecker von Harlan, Ansicht des Bootes.

Kurve
D

perime
mann³

R.
S. 18 f
sich a
Vorder
Strömu

R ,
entnon

mit **de**

$$f = 1,6$$
$$20 \times \varepsilon$$

Die Se R_1

 15×9

zu ko
werder

R.
l. c. m

pfeil --
2

die Int
größere

Es

Ei
Föppel
Gründe
in der
4 : I,
10 : I),

2. Ist

Größe
Boltzr

1)
techn.

- 2)
- 3)

Ber. d.
4)

Platten
verhält

Wölbur

tate nicht
Resultat
Seitenv

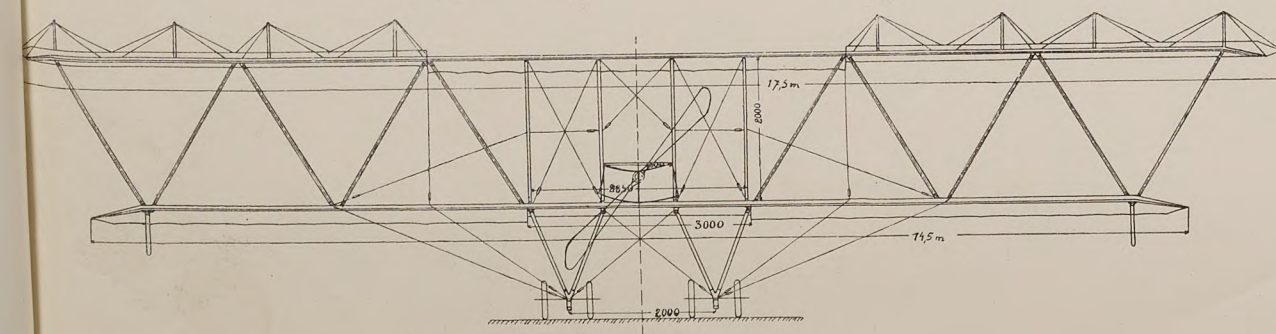
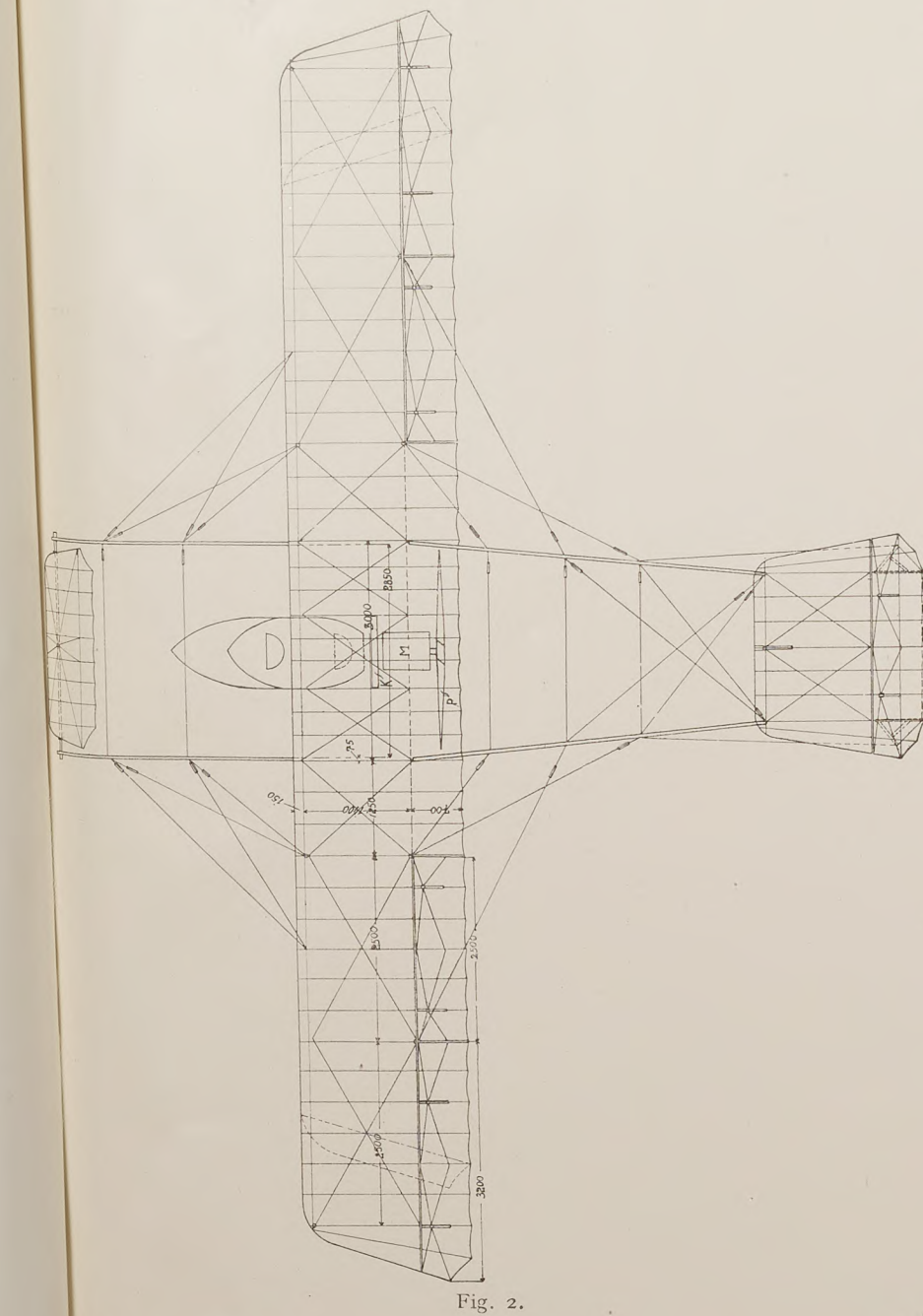
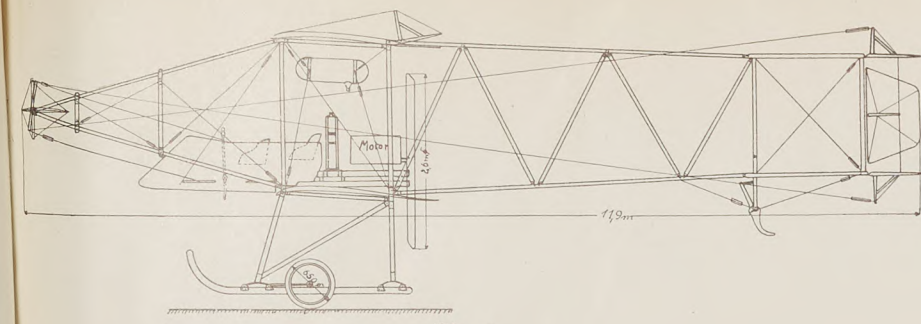


Fig. 1—3. Albatros-Zweidecker, Militärtyp.
Fig. 4—5. Motorrahmen und Boot mit Sitzen des Albatros-Zweideckers.

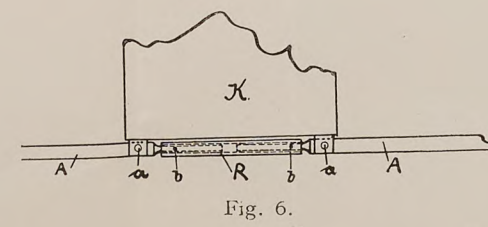
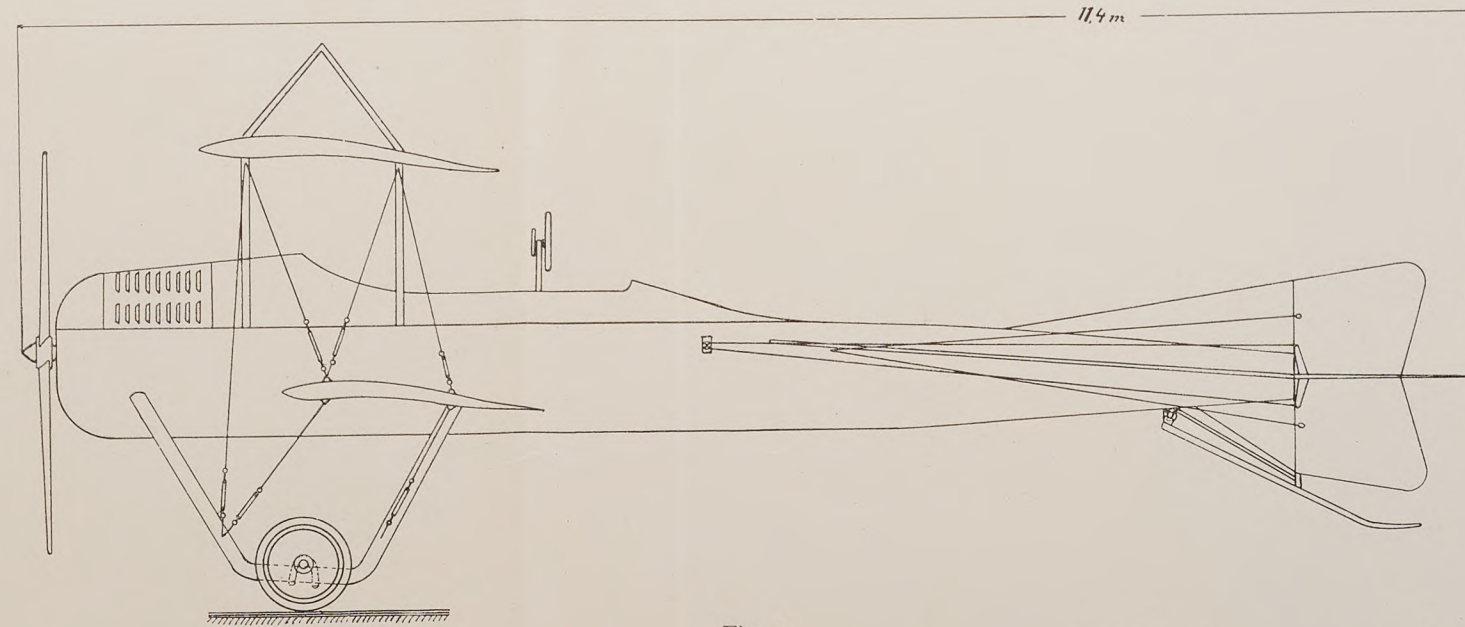
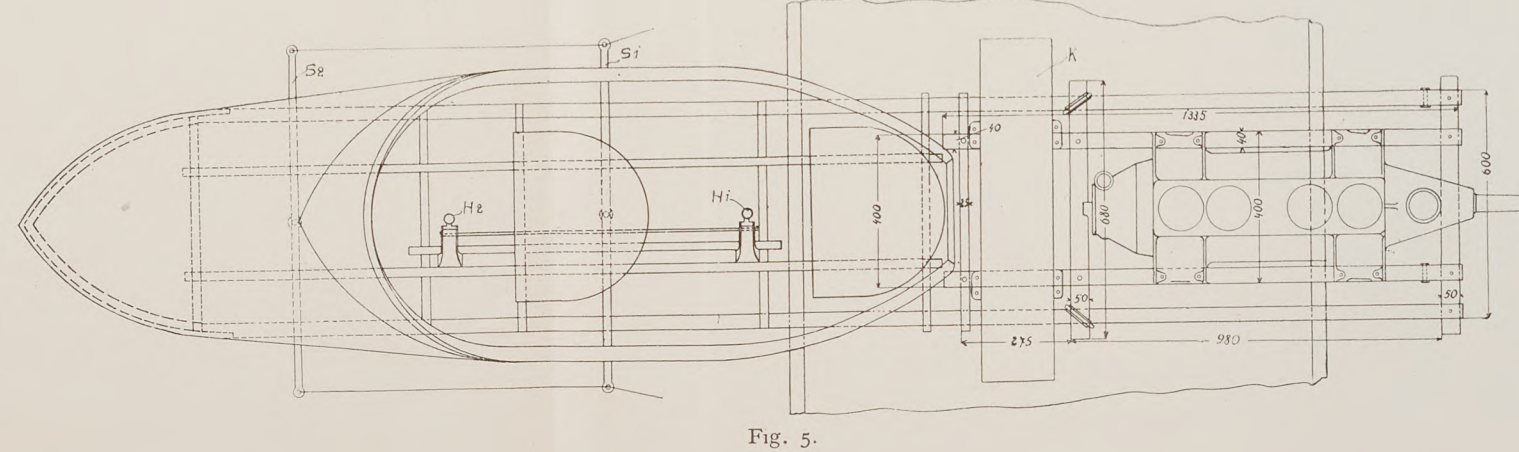
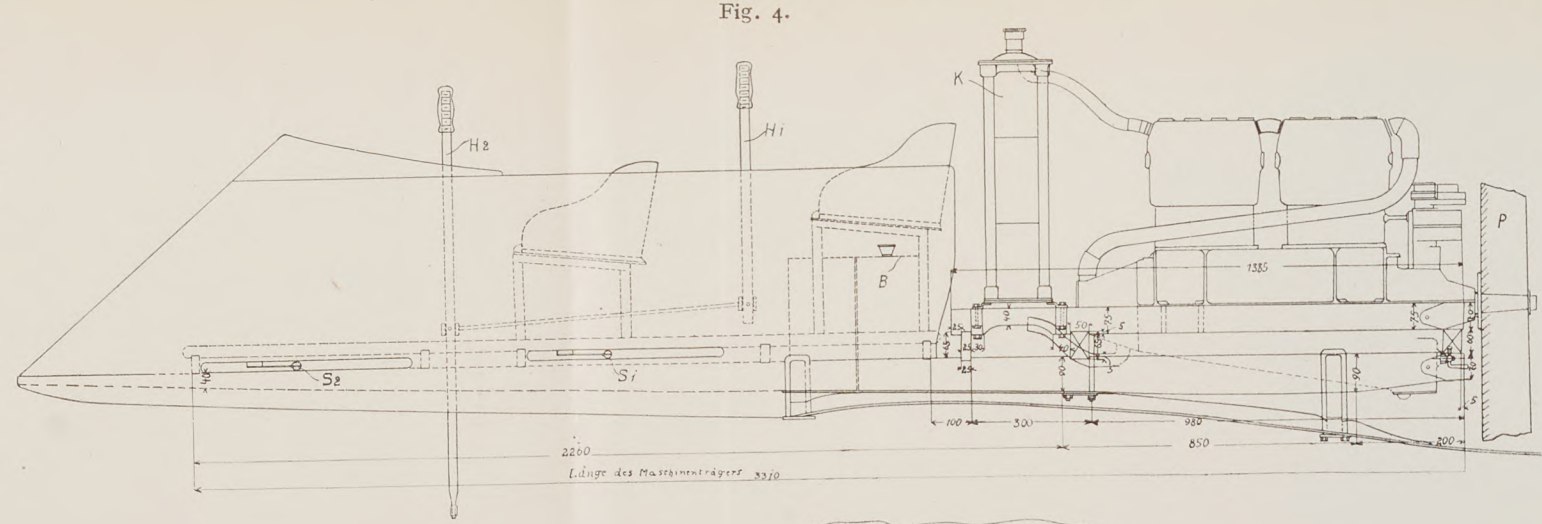


Fig. 6. Verbindung der Holme am Zweidecker von August Euler. *K* Boot, *A* Holme, *a* Befestigungsbolzen, *R* Verbindungsrohr, über die Enden *b* der Holme *A* geschoben.

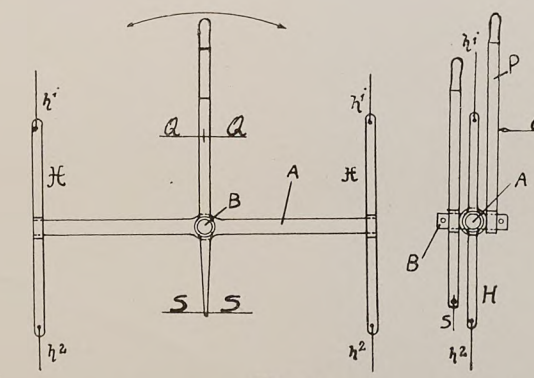


Fig. 7. Steuerhebel von August Euler. *A* Achse mit den Hebeln *H* zur Betätigung des Höhensteuers mittels der Seile h^1, h^2 . *B* Achse für die seitliche Schwingung der Steuerhebel *P* für die Quersteuerung mittels Seilen *Q*, *S* für das Seitensteuer.

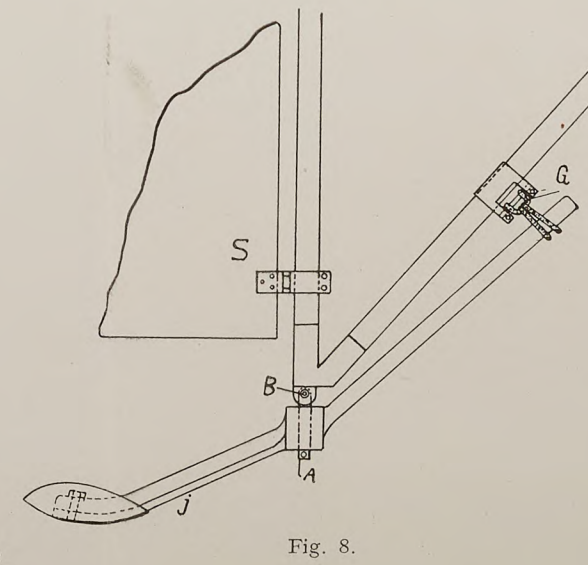
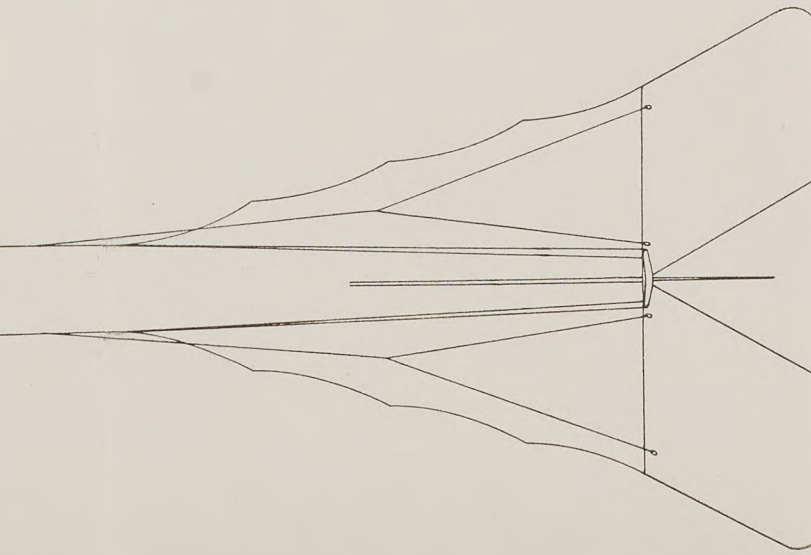
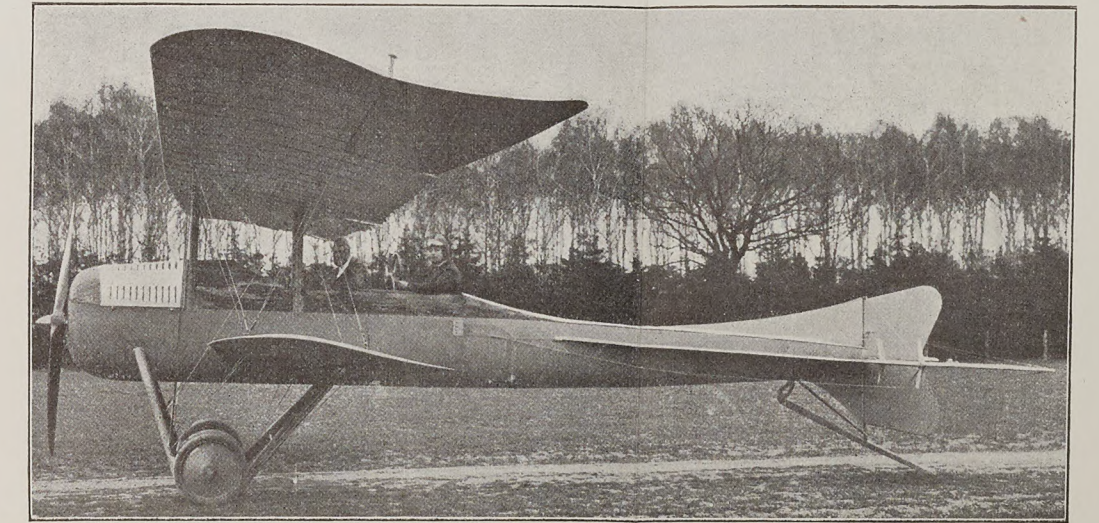
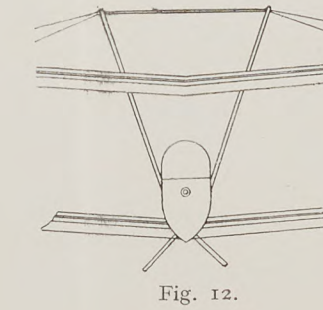
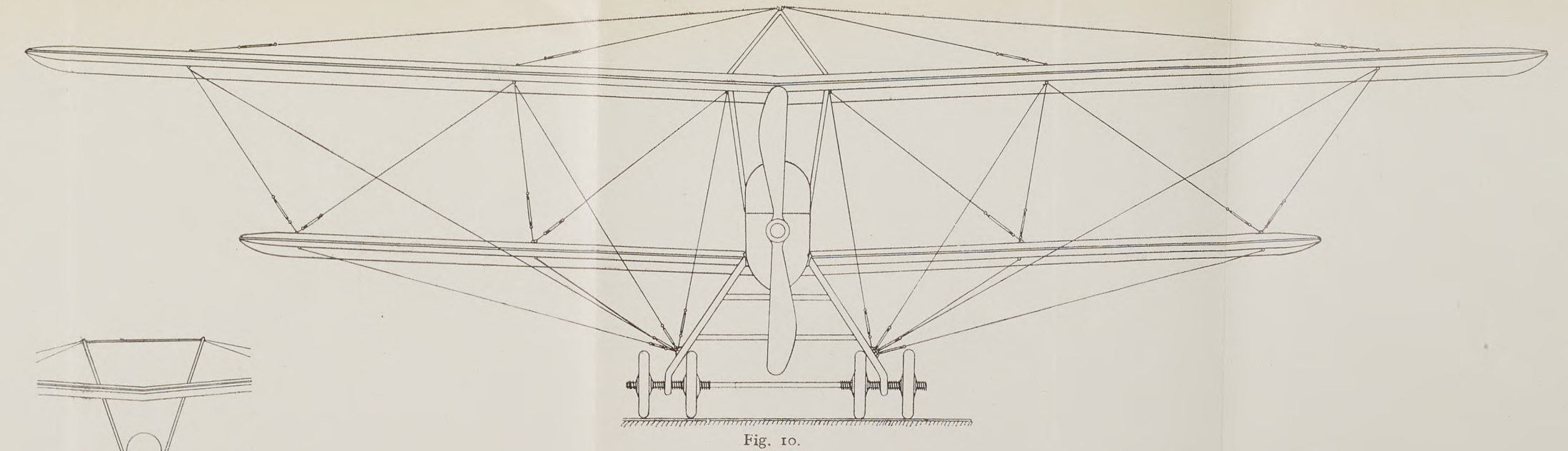
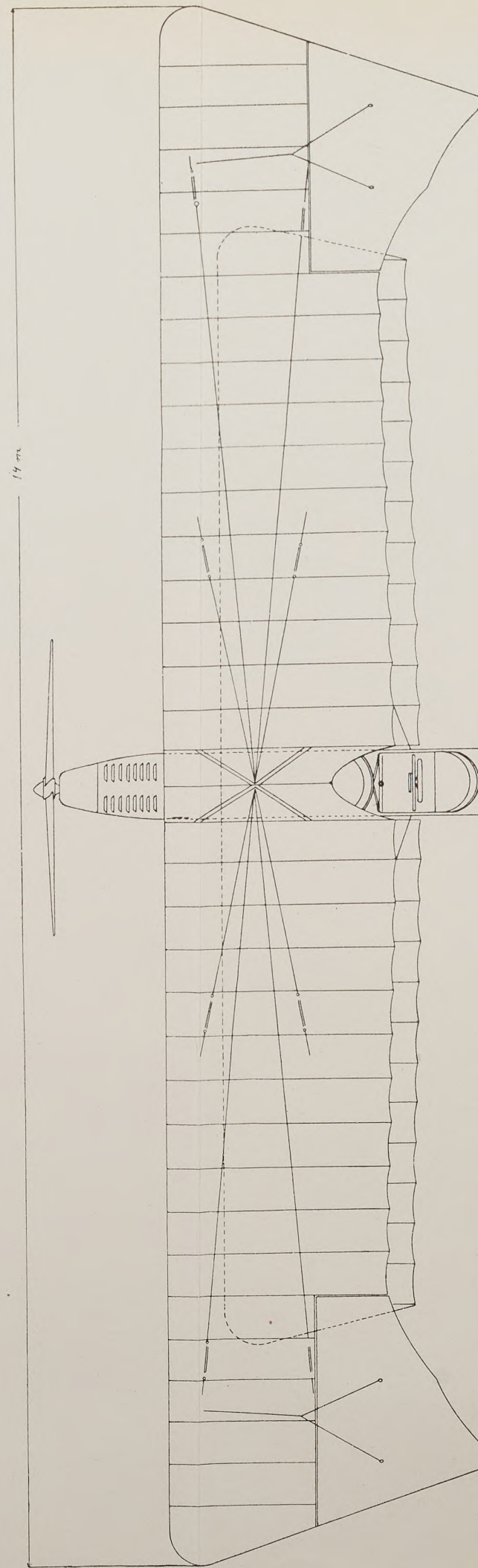
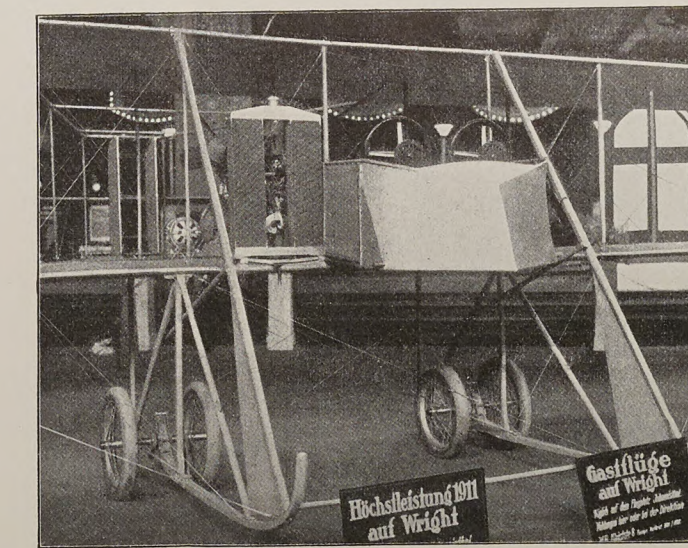
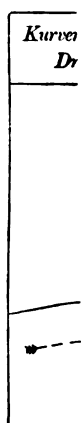


Fig. 8. Bremssporn von August Euler. *S* Seitensteuer. *A*, *B* Gelenkbolzen für die Kufe *j*. *G* Gummizug.
Fig. 9—11. Zweidecker der Deutschen Flugzeug-Werke, System Büchner.
Fig. 12. Neue Anordnung der Stiele für die Verspannung, (mittlerer Teil aus Fig. 10).
Fig. 13. Zweidecker der Deutschen Flugzeug-Werke von der Seite gesehen.
Fig. 14. Neuer Zweidecker der Flugmaschine - Wright-Gesellschaft.
Fig. 15. Wasser-Flugzeug (Dreidecker) von August Euler.





perime
mann³⁾

R_1
S. 18 f
sich a
Vorder
Strömi

R_1
entnom

mit de

$f = 1,6$
 20×8

R_1
Die Se

15×9

zu kc
werder

R_1
l. c. m

pfeil $\frac{1}{2}$
die Int
größer

Es

Ei
Föppel
Gründ.
in der
 $4 : 1,$
 $10 : 1).$

2. Ist

Größe
Boltzn

¹⁾
techn.

²⁾
³⁾
Ber. d.

⁴⁾
Platten
verhält

Wölbur

tate nie
Resulta
Seitenv

Die „ALA“ Allgemeine Luftfahrzeug-Ausstellung in Berlin.

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner und Ansbert Vorreiter.

(Mit Tafel V und VI.)

I. Allgemeines.

Die „Allgemeine Luftfahrzeug-Ausstellung“, die am 3. April durch den Prinzen Heinrich eröffnet wurde, ist das erste derartige Unternehmen, das seit der Frankfurter „ILA“ in Deutschland veranstaltet wurde. Man kann wohl sagen, daß der Verband Deutscher Motorfahrzeug-Industrieller, durch den die Ausstellung ins Leben gerufen wurde, den Zeitpunkt dafür richtig gewählt hat. Noch im vorigen Jahre war die deutsche Flugzeugindustrie — und nur auf diese ist ja bei einer solchen Ausstellung zu rechnen, da sich die Ballonfirmen meistens sehr zurückhalten — so wenig entwickelt, daß sie weder finanziell in der Lage war, die hohen Kosten einer Ausstellung zu tragen, noch diese Ausstellung so zu beschicken, daß sie der deutschen Industrie zur Ehre gereichte. Im Laufe des letzten Jahres hat indes der Flugzeugbau in Deutschland einen so rapiden Aufschwung genommen, die deutsche Industrie ist dermaßen erstarkt, daß man es ruhig wagen konnte, nunmehr in einer großen Ausstellung das Erreichte vor aller Welt zu zeigen. Und der Versuch ist in vollem Maße gelungen, denn die deutsche Ausstellung konnte sich sowohl was die Zahl der ausgestellten Flugzeuge überhaupt als auch die interessanten Neukonstruktionen im besonderen betrifft, allen ausländischen Veranstaltungen, selbst dem berühmten Pariser „Salon“ ruhig zur Seite stellen. Wenn vor drei Jahren die „ILA“ zuerst zeigte, daß auch in Deutschland das Interesse für die Flugtechnik erwacht war, so hat nunmehr die „ALA“ bewiesen, daß die deutsche Flugzeugindustrie der des Auslandes ebenbürtig zur Seite steht.

Große Umwälzungen im Flugzeugbau zeigt allerdings diese Ausstellung ebensowenig wie der letzte Pariser Salon und alle anderen Ausstellungen der letzten Jahre, dagegen lieferte sie den Beweis, daß auch bei den deutschen Konstrukteuren die Prinzipien allgemeine Anerkennung gefunden haben, die den großen Fortschritt des Flugzeugbaues in Frankreich und anderen Ländern bewirkt haben: solide Konstruktion ohne ängstliche Rücksicht auf das Gewicht und möglichste Verringerung des Luftwiderstandes. Während früher die meisten deutschen Flugzeuge eine sehr offene Bauart zeigten, gehen jetzt auch bei uns die meisten Konstrukteure zu geschlossenen Formen mit geringerem Luftwiderstande über. Der Ersatz der Flügelspanndrähte durch Drahtseile, der schon vor 1½ Jahren in Frankreich fast allgemein durchgeführt war, scheint jetzt endlich auch bei uns anerkannt zu sein; freilich sah man auf der „ALA“ noch viel mehr Draht als auf dem Pariser Salon. Sehr zu beachten ist der teilweise Ersatz des Holzes durch Stahl, der anscheinend in Deutschland weiter verbreitet ist als in Frankreich, obgleich auch bei uns gerade die größten Firmen das Holz als Baumaterial vorziehen.

Eindecker und Zweidecker sind auf der Ausstellung etwa im Verhältnis 2 zu 1 vertreten. Der Eindecker wird also bevorzugt. Die deutschen Zweideckerkonstruktionen entfernen sich immer mehr von dem französischen Vorbild, dem H. Farman-Zweidecker. Beachtenswert ist auch die Zunahme der zuerst von Etrich angegebenen Flügelform. Nicht nur an mehreren Eindeckern, auch an Zweideckern wird diese vogelflügelähnliche Form mit Erfolg angewendet.

Bezüglich der Materialien zum Bekleiden der Flügel ist zu bemerken, daß neben den von den Gummifabriken, wie Continental und Metzler, hergestellten Bespannungstoffen aus Baumwollgeweben jetzt vielfach mit Emailit lackierte Leinwandstoffe verwendet werden. Diese Stoffe sah man an mehreren Flugzeugen blaugrau gefärbt, wodurch sich das Flugzeug weniger vom Himmel, namentlich bei Bewölkung, abhebt, also weniger gut sichtbar ist. Für Militärzwecke ist dies von Wichtigkeit.

Überhaupt sind die ausgestellten Flugzeuge meist von militärischen Gesichtspunkten gebaut und man beginnt bereits der Kugelsicherheit Rechnung zu tragen, indem der

Führersitz mit Stahlblech umkleidet wird. Die Ausrüstung ist ebenfalls der Anwendung für Militärzwecke angepaßt. Als Beispiel sei der Zweidecker der Albatros-Werke erwähnt, der mit zwei großen beliebig einstellbaren Scheinwerfern ausgerüstet ist zwecks Beobachtung und Landung bei Nacht.

Nachstehend sollen zunächst die Flugzeuge, Eindecker und Zweidecker, besprochen werden, dann die Motoren und Zubehör und in einem besonderen Aufsätze die wissenschaftliche Ausstellung.

II. Eindecker.

Die Deutsche Flugzeugwerft, G. m. b. H. (Wollheim & Ossenbach), stellt einen von Dr. Huth konstruierten Eindecker aus. Das Bemerkenswerte an diesem Flugzeug ist die Herstellung aller Teile aus Stahl und Aluminium. Es befinden sich also (abgesehen von dem Brennstoff des Motors) keine brennbaren Materialien am Flugzeug. Bei der Konstruktion ging Dr. Huth von dem Prinzip aus, Drähte und Drahtseile möglichst zu vermeiden. Aus diesem Grunde werden die Flügel in ihrer Lage durch schräg nach unten führende Holme aus Stahlrohr gestützt. Die Flügel selbst sind aus Aluminiumblech hergestellt und durch kreisbogenförmige Rippen aus Aluminiumblech versteift. Bei dem ausgestellten Flugzeug fehlten die eigentlichen Holme in den Flügeln, da das Flugzeug bis zum Eröffnungstage der Ausstellung nicht fertiggestellt werden konnte. Diese Holme, die ebenfalls aus Stahlrohr hergestellt werden, sollen unter den Flügeln aus Aluminiumblech etwa im vorderen Drittel der Flächen angebracht werden. Die Querstabilität wird durch Verwindung der Flügel erreicht und die hierzu nötigen Drahtseile, wie auch die übrigen Seile zur Betätigung der Steuerung sollen die einzigen Drahtseile an diesem Flugzeug sein.

Auch der Rumpf des Flugzeuges, welcher im wesentlichen die von Professor Prandtl angegebene und untersuchte Fischform zeigt (siehe Fig. 1 u. 4, Tafel VII, Heft 13, 1911), ist ganz aus Aluminiumblech hergestellt, innen durch Querträger verstärkt, außen jedoch vollständig glatt, so daß der Widerstand dieses Flugzeuges ein sehr geringer sein dürfte. Der vorn in der Mitte des Rumpfes gelagerte Propeller ist mit einer Aluminiumkappe versehen, welcher die vordere Spitze des Rumpfes bildet.

Es sei bemerkt, daß diese Verbesserung zuerst von Plag am Eindecker von Kühlstein ausgeführt worden ist. Nicht nur wird hierdurch der Widerstand verringert, sondern es wird auch die Formschönheit verbessert. Ebenso wie die Flügel sind auch die Stabilisierungs- und Steuerungsflächen aus Aluminiumblech hergestellt. Die Flächen sind biegsam, ähnlich wie bei der „Taube“ von Etrich-Rumpler, so daß Scharniere oder Achsen für die Steuerflächen unnötig sind. Die Flügel sind zum Zwecke des Transports leicht abnehmbar.

Den Flugversuchen mit diesem Flugzeug darf mit größtem Interesse entgegengesehen werden.

Der ausgestellte Eindecker von Dornier zeigt von dem normalen Typ dieser Firma, der erst vor kurzem in dieser Zeitschrift eingehend beschrieben wurde (1911 Heft 18 S. 232 bis 235, Fig. 1 bis 8), nur geringe Abweichungen, so daß eine genauere Beschreibung nicht notwendig ist. Er ist mit einem 50 PS-Dixi-Motor ausgerüstet und besitzt Drahtseile an Stelle der Drähte zur Flügelverspannung. Die vorderen Holme der Flügel sind aus Holzbandrohr System Mutter hergestellt. An Stelle der Handhebelsteuerung ist eine neue Steuerung eingesetzt, bei der — entsprechend den Anforderungen der Militärverwaltung — Höhensteuer und Verwindung an einen Hebel mit Handrad gelegt sind, während das Seitensteuer durch einen Fußhebel bedient wird. Über den neuesten Militär-Eindecker von Dornier, der auf der Ausstellung noch nicht zu sehen war, hoffen wir demnächst einen eingehenden Bericht bringen zu können.

Einen interessanten kleinen Eindecker stellen die „Bayerischen Motoren- & Flugzeugwerke“ in Nürnberg aus. Bei ihm ist zum Aufbau des Rumpfes das bekannte Stahlrohr-Chassis von Enders-Chillingworth verwendet, das die Bayer. Motoren- & Flugzeugwerke als erste Firma eingeführt hat. In der Gabel hängt eine Kabine mit zwei hintereinander angeordneten Sitzen, die vorn durch durchsichtige Platten abgeschlossen, an den Seiten und hinten jedoch offen ist.

Sie läßt sich aber auch seitlich leicht vollkommen abschließen und stellt dann eine kleine Luftlimousine dar, bei der die Aussicht nichts zu wünschen übrig läßt, wenigstens so lange die Scheiben nicht durch das von dem vorne angebrachten Rotationsmotor wegspritzende Öl ihre Durchsichtigkeit verloren haben. Das Fahrgestell ist sehr einfach gebaut und gestattet durch die Anordnung der Federungsringe der Achse auch ein gewisses seitliches Spiel. Das den Rumpf bildende Stahlrohr kann hinter der Kabine geteilt werden, so daß sich der Schwanz abnehmen läßt. In zerlegtem Zustande können mehrere Flugzeuge in einem Eisenbahnwagen verladen werden. Zum Antrieb dient ein siebenzylindriger Rotationsmotor von 55 PS, der von der Firma selbst gebaut wird. Das Gesamtgewicht des Flugzeuges beträgt 300 kg bei 11 m Spannweite und 8 m Länge.

Von den *Grade-Fliegerwerken* wurden drei Eindecker ausgestellt. Während der eine Eindecker, der bisher von *Grade* ausgeführten Normaltype entspricht, zeigen die beiden anderen Flugzeuge wesentlich andere Konstruktionen. Die Anordnung des Sitzes unter den Tragflächen hat *Grade* bei der neuen Type aufgegeben. Die Sitze sind jetzt wie bei den meisten Flugzeugen im Rumpf angeordnet. Der Rumpf läuft vorn in eine stumpfere und hinten in eine lange Spitze aus und ist mit Aluminiumblech verkleidet. Seitlich sind mit Zelluloid verkleidete Fenster angebracht. Beachtenswert ist auch der Einbau des Motors. Für seine große Type mit zwei Sitzen benutzt *Grade* einen Vierzylindermotor mit V-förmig angeordneten, jedoch nach unten hängenden Zylindern. Auch dieser neue Motor ist ein Zweitakt-Motor mit Luftkühlung.

In seiner allgemeinen Gestalt und besonders in der Flügelform lehnt sich der Eindecker »*Sturmvogel*« von *J. Goedecker* stark an die Konstruktion von *Erich an*. In konstruktiver Hinsicht ist der wichtigste Unterschied die einfache Flügelbespannung. Die Flügel, deren Enden wie bei der Taube aufgebogen sind, werden wie dort durch ein unterhalb angebrachtes Fachwerkgerüst von Dreieckquerschnitt gehalten, das jedoch ganz aus Stahlrohr ohne Lötungen oder Schweißungen hergestellt ist. Durch diese Konstruktion, deren Luftwiderstand allerdings erheblich sein dürfte, kommen alle Verspannungen in Wegfall, so daß die Flügel sehr schnell abmontiert werden können. Die Flügelrippen, die in eingenahten Taschen der Bespannung stecken, bestehen aus starkem Tonkinrohr, so daß die Flügel sehr elastisch sind, sie sind durch Bügel und Schrauben mit den Holmen verbunden und lassen sich, da an ihnen keinerlei Bearbeitung vorzunehmen ist, leicht und schnell auswechseln. Ebenso kann man sie bei der Demontierung aus den Stofftaschen herausziehen und dann die ganze Bespannung zusammenfalten. Da sich auch das Flügelgerüst zusammenklappen läßt, so nimmt der zerlegte Flügel nur einen Raum von $4,30 \cdot 1,20 \cdot 0,30$ m ein. Außerdem wird durch diese Konstruktion erreicht, daß ein mitgeführter Ersatzflügel als rechter oder linker Flügel verwendet werden kann. Diesen Vorteilen steht allerdings der schon erwähnte Nachteil des größeren Luftwiderstandes gegenüber, und besonders der Stahlrohrholm unmittelbar unterhalb der Bespannung dürfte den Nutzeffekt der Flügel stark vermindern.

Das Fahrgestell besteht aus zwei eigentlichen Laufrädern auf gemeinsamer Achse und einem Vorderrad, das die Stelle einer Kufe vertritt; wir haben schon bei Gelegenheit der Pariser Ausstellung darauf hingewiesen, daß ein solcher Ersatz von großem Vorteil ist, da die durch die Kufe hervorgerufene Gefahr des Überschlagens vermieden ist. Die Federung der beiden hinteren Räder geschieht nicht an der Achse selbst, sondern oben am Boot, das in Gummiringen an den Fahrgestellstützen aufgehängt ist; die Ringe können eine lebendige Kraft von ca. 200 kgm aufnehmen. An den Enden des Flügelgerüsts sind noch (wie bei der älteren Ausführung der »*Taube*«) kleine Schutzräder angebracht.

Das Boot ist bei den neueren Maschinen gleichfalls ganz aus Stahl gebaut; es trägt vorn den 70 PS-Argus-Motor, der eine zweiflügelige von *Goedecker* selbst gebaute Holzschraube von 2,55 m antreibt, dahinter eine kleine zweisitzige Karosserie. Die Steuerung erfolgt durch Hebel mit Handrad und Fußsteuer, wobei gewöhnlich das Seitensteuer, auf Wunsch

aber auch die Verwindung ans Handrad gelegt ist. Das Flugzeug, das bekanntlich schon bei den letzten Manövern sehr gelungene Flüge ausgeführt hat, hat bei 14,5 m Spannweite und 10 m Länge 36 qm Tragfläche und wiegt betriebsfertig mit Benzinbehälter für 100 l nur ca. 375 kg.

Auch *Haefelin* benutzt für seine Eindecker das *Enderssche* Stahlchassis, nur sind die Sitze nicht unten, sondern oben in der Chassissgabel selbst untergebracht. Bei dem ausgestellten Flugzeug ist der Führersitz (die Maschine ist einplätzig) mit einem Panzer aus Nickelstahl umgeben, der — abgesehen von seinem militärischen Zwecke — jedenfalls den Luftwiderstand wesentlich verringert und das Aussehen des Flugzeuges verbessert. Das Fahrgestell besteht gleichfalls ganz aus Stahlrohr, dagegen besteht das Traggerüst der Flügel aus Holz. Die Verspannung erfolgt oben und unten durch je vier Drähte für jeden der beiden Holme, so daß auf einen Flügel 16 Drähte kommen. Die Tragfläche beträgt ca. 26 qm, das Gewicht betriebsfähig ca. 320 kg.

Der ausgestellte Eindecker der Firma »*Garuda*«, Flugzeug- und Propellerbau, G. m. b. H., besitzt einen aus Holzband nach System *Mutter* gewickelten Rumpf von kreisrundem Querschnitt, dessen Längsprofil mit Rücksicht auf geringsten Luftwiderstand geformt ist (bei dem ersten *Garuda*-Eindecker besteht der Rumpf aus Stahl und Aluminium). Führer und Passagier ragen nur mit den Köpfen aus dem Rumpf heraus, doch sind Klapptüren und Fenster zur Verbesserung der Aussicht vorgesehen. Auch der 100 PS-Argus-Motor liegt ganz im Innern des Bootes; er treibt durch eine verlängerte Welle, die wegen der tiefen Lage des Motors vorn unterhalb der Mitte heraustritt, den zweiflügeligen *Garuda*-Propeller. Die *Windhoff*-Aluminium-Kühler liegen an beiden Seiten des Rumpfes. Die Flügel sind zunächst V-förmig nach oben, an den Enden aber wieder nach unten gezogen und dort auch nach hinten verlängert; sie sind auf der Oberseite stark gewölbt und ziemlich dick. Die Höhen- und Seitensteuerung erfolgt durch Ausbiegen der elastischen Schwanzflächen, die Schrägsteuerung durch Verwinden der nach rückwärts gezogenen Flügelenenden. Das Fahrgestell hat zwei Räder auf gemeinsamer, durch Gummiringe gefederter Achse und ein drittes weiter vorn angeordnetes Rad, das das Vornüberschlagen verhindert und den Propeller vor dem Auftreffen am Boden schützt.

Der von den *Harlan-Werken* ausgestellte Eindecker ist vor allem dadurch bemerkenswert, daß der vordere Teil des Bootes bespannt ist und eine zweisitzige Karosserie trägt. Vom Motor ragen nur die Zylinder aus der Verkleidung heraus; hinter ihm sitzt der Kühler und bildet die Vorderwand der Karosserie, eine Anordnung, die sowohl in bezug auf den Luftwiderstand als auch mit Rücksicht auf die Kühlwirkung noch verbesserungsfähig erscheint. Hinter dem Führersitz läuft die Verkleidung in eine Spitze aus, während der Schwanzteil des Bootes nicht bezogen ist. Man kann wohl bestimmt voraussagen, daß diese Art der Verkleidung nur eine Zwischenstufe sein wird, und daß wir bald einem ganz bespannten *Harlan-Eindecker* begegnen werden. Erst dann wird der Vorteil dieser schönen Bootsform wirklich zur Geltung kommen. Durch das Abrücken der Flügel vom Körper hat man den Vorteil der freien Aussicht.

Auch einige andere Neuerungen zeigt die ausgestellte Maschine. Die Kufen sind kürzer und stärker gehalten, und an Stelle zweier Räder sind (wie bei den »*Aviatik*«-Flugzeugen) vier auf gemeinsamer Achse vorhanden. An den Flügeln sind alle Spanndrähte doppelt (ebenso auch sämtliche Steuerdrähte) und auch die die Drähte haltenden Bolzen und Laschen sind alle in doppelter Zahl vorhanden. Trotzdem dadurch gewiß eine bedeutende Erhöhung der Sicherheit erzielt wird, dürfte doch ein starkes Kabel mit entsprechenden Befestigungen zwei Drähten vorzuziehen sein, und man darf nie vergessen, daß doppelte Drähte nur dann wirkliche Sicherheit geben, wenn sie nicht zu ungleich gespannt sind, da sonst beim Bruch des einen Drahtes der andere einen gefährlichen Ruck erhält. Bei der doppelten Steuerung ist eine Kupplung vorhanden, durch die der Führer die Steuer des Passagiers bzw. Schülers augenblicklich ausschalten kann — eine für die Sicherheit von Lehrer und Schüler sehr notwendige Einrichtung. Der große Benzintank liegt nicht mehr im Fahrgestell, sondern im

Innern des Bootes, wodurch der Luftwiderstand verringert wird, und endlich muß als sehr nachahmenswerte Neuerung der Ersatz der Benzin- und Ölröhre durch biegsame Schläuche hervorgehoben werden.

Emil Jeannin, der früher bei der Aviatik in Mülhausen tätig war, hat vor kurzem in Johannisthal eine eigene Flugzeugwerkstatt errichtet. Sein Eindecker hat einige Ähnlichkeit mit dem französischen Hanriot-Eindecker, weist aber diesem gegenüber viele Verbesserungen auf. Als Material für das Bootsgestell benutzt Jeannin Stahlrohr, und zwar werden die einzelnen Bauelemente autogen verschweißt. Die Flügel erinnern in ihrer Form an die Konstruktion von Nieuport.

Der Eindecker von Jeannin ist mit 100 PS Argus-Motor ausgerüstet.

Sehr ähnlich seinem französischen Vorbild, dem Hanriot-Eindecker, ist der von der Aviatik-A.-G. ausgestellte Eindecker. Gegenüber der ersten Bauart des Aviatik-Eindeckers, zeigt das Fahrgestell einige Änderungen. Die zwei langen Kufen mit je zwei Rädern sind jedoch beibehalten. Auch die Form der Steuerflächen ist verändert worden, und die Steuerung erfolgt jetzt durch den üblichen Hebel mit Handrad statt der früher vorhandenen zwei Hebel.

Auch dieses Flugzeug ist mit 100 PS-Argus-Motor ausgerüstet.

Der von Direktor Boris Lontzkoj konstruierte 200-pferdige Eindecker, die sog. »Riesentaube«, die mit ihren zwei 100 PS-Argus-Motoren das stärkste bisher gebaute und wirklich geflogene Flugzeug ist, wurde wegen des Antriebes viel beachtet. Die Konstruktion der Maschine ist im allgemeinen ganz gleich wie bei den anderen von Rumpler gebauten Flugzeugen, nur in allen Teilen — und besonders im Fahrgestell — wesentlich verstärkt. Das Fahrgestell besitzt zwei Kufen, von denen Streben zum Boot und den fest mit diesem verbundenen Flügelsatzstücken gehen und die jede ein Farman-Räderpaar mit Federung durch Gummiringe tragen. Die Kufen sind durch keinerlei Querstange miteinander verbunden, so daß der Raum zwischen ihnen vollständig frei bleibt.

Das Interessanteste an dem Riesenflugzeug ist die Anordnung der beiden Motoren. Der eine derselben ist in gewöhnlicher Weise auf den oberen Rand des Bootes aufgesetzt und treibt unmittelbar die vordere kleinere Schraube an. Der zweite Motor dagegen sitzt hinter dem ersten ganz tief im Boot und überträgt seine Arbeit durch eine hohle Welle und Kettenübertragung auf den zweiten größeren Propeller, der hinter dem ersten sitzt und dessen Nabe sich in zwei Kugellagern frei um die Welle des vorderen Motors drehen kann. Durch die Kettenübertragung wird dabei die Tourenzahl von 1300 auf ca. 800 herabgesetzt. Da das Flugzeug mit einem Motor noch flugfähig ist, so wird durch die Anwendung zweier Motoren die Flugsicherheit bedeutend erhöht. Auf diesem Flugzeuge hat H. Hirth bereits einige Flüge ausgeführt, doch wurde die mit voller Motorkraft erreichbare Geschwindigkeit und Tragkraft bisher noch nicht ermittelt.

Die Luftverkehrs-Gesellschaft hat ihren neuen Eindecker ausgestellt, welcher von Ingenieur Schneider konstruiert ist. Schneider, ein Schweizer, war bis zu seinem Eintritt bei der Luftverkehrsgesellschaft als Konstrukteur bei Nieuport tätig, und sein Eindecker erinnert im ganzen Aufbau, namentlich in der Form des Bootes und der Flügel, an den bekannten und bewährten Nieuport-Eindecker. Man kann dieses Flugzeug, System Schneider, als eine Verbesserung der Nieuporttype bezeichnen.

Die wesentliche Verbesserung betrifft das Fahrgestell. Statt der einfachen Feder für die Anlaufräder bei Nieuport sind beim Luftverkehrs-Eindecker zwei Querfedern übereinander angeordnet, die an beiden Enden gelenkig miteinander verbunden sind, und diese Gelenke tragen die Zapfen für die Anlaufräder. Dadurch wird erreicht, daß sich die Räder beim Durchfedern der Federachsen nicht schräg stellen. Bei der Schrägstellung werden die Räder nicht nur ungünstiger beansprucht, sondern es können auch die Pneumatikreifen aus den Felgen gedrückt werden. Statt aus Federbandstahl, wie bei Nieuport, sind beim Luftverkehrseindecker die federnden Achsen aus Holz hergestellt. Es sei hierbei bemerkt, daß Dornier von Anfang an bei seinem Flugzeug die federnde Achse

aus Holz herstellt, allerdings unterstützt durch Spiralfedern. Dieser Eindecker, der ebenso wie die anderen ausgestellten Flugzeuge trotz des französischen Vorbildes vollständig aus deutschem Material hergestellt ist, ist mit einem N. A. G.-Motor ausgerüstet. Bemerkenswert ist noch die Verstellbarkeit des Sitzes für den Beobachter, und zwar sitzt der Beobachter hinter dem Führer.

Die glatte Bauart und die günstige Form der Flügel läßt erwarten, daß dieser Eindecker sehr schnell sein wird.

Die Flugwerke von Gustav Otto, München, stellten einen Eindecker aus, der bezüglich der Form des Bootes und der Tragflächen ebenfalls an den Nieuport-Eindecker sich anlehnt. Wahrscheinlich haben die Erfolge, die Nieuport mit seinem Flugzeug bei dem französischen Militärwettbewerb erreicht hat, die deutschen Konstrukteure veranlaßt, den Bau ähnlicher Flugzeugtypen aufzunehmen.

Von sämtlichen ausgestellten Eindeckern erregt wohl das größte Interesse der Ausstellungsbesucher der von der Firma E. Rumpler ausgestellte »Delphin«, der sich von der »Tauben« durch eine aufgesetzte geschlossene Karosserie unterscheidet. Was den Luftwiderstand betrifft, so kann die Form der Karosserie als günstig bezeichnet werden, jedenfalls ist sie der in Paris ausgestellten Limousine von Blériot und anderen ähnlichen Konstruktionen weitaus überlegen. In bezug auf die Aussicht dürfte aber das Flugzeug einiges zu wünschen übrig lassen. In der Ausstellung schien dieselbe wohl befriedigend, aber dazu dürfte auch die schiefe Aufstellung der Maschine mit schräg nach oben gerichtetem Schwanz einiges beitragen. Die Karosserie ist ganz aus dünnem Blech gefertigt und enthält zwei hintereinander angeordnete Sitze für den Führer und einen Fahrgast. Rechts und links von jedem der beiden Sitze befindet sich ein großes Fenster, das eine verhältnismäßig große Aussicht gestattet. Das Flugzeug wiegt bei 32 qm Tragfläche ca. 500 kg und ist für eine Nutzlast von 200 kg berechnet.

Außer dieser »Limousine« hat die Firma Rumpler noch ein normales Militärflugzeug neuesten Typs in demontiertem Zustande ausgestellt. Gegenüber den älteren Ausführungen der »Tauben«, deren bewährter Bau in allen wesentlichen Punkten beibehalten wurde, bemerkt man einige Verbesserungen, von denen manche allerdings auch schon an den in den letzten Monaten abgelieferten Flugzeugen vorhanden waren. So sind jetzt sämtliche Flügelspanndrähte am oberen Bock wie am Fahrgestell zu einem einzigen Schraubenbolzen geführt, so daß die Tragflächen durch Lösen dieser Bolzen mittels einiger Handgriffe abmontiert werden können. In der Konstruktion des Fahrgestells ist vielfach das Holz durch Stahlrohr ersetzt, das den Vorteil hat, daß die Flieger bei Brüchen nicht durch Splitter gefährdet sind. Außerdem war es durch die Verwendung des Stahlrohres möglich, das Fahrgestell bedeutend zu vereinfachen und durch Fortlassung mehrerer Spanndrähte den Luftwiderstand zu vermindern. Ebenso wurde im Interesse einer möglichst einfachen Fahrgestellkonstruktion die früher vorhandene Lenkbarkeit der Räder durch den Seitensteuer-Fußhebel aufgegeben, dafür aber die Federung nach oben und seitwärts verstärkt. Bei einigen Maschinen werden an Stelle der einen Mittelkufe zwei Seitenkufen, jede mit einem Farman-Räderpaar, verwendet, in gleicher Weise wie bei dem Eindecker von Lontzkoj, der in den Rumplerwerken gebaut wurde. Die Flügel sind nicht unmittelbar an das Boot angesetzt, sondern es ist ein Spalt freigelassen, der die Aussicht bedeutend verbessert und auch zum Auswerfen von Bomben während des Fluges benutzt werden kann. Die beiden Steuer für Führer und Passagier sind durch eine lösbare Kupplung miteinander verbunden, so daß der Beobachter durch die Bewegungen des Steuerhebels nicht beim Skizzieren behindert wird und doch — z. B. wenn der Führer verwundet wird — sogleich für ihn die Lenkung übernehmen kann.

Prinz Sigismund von Preußen, der sich seit einiger Zeit mit Flugzeugbau beschäftigt, hat ebenfalls einen Eindecker ausgestellt. Diese Flugzeugtype ist auch bereits durch Leutnant von Thüna erprobt. Die Konstruktion erinnert in einigen Details etwas an die neue Konstruktion von Blériot. Die Flügel sind nicht bis an den Rumpf geführt, sondern lassen einen ca. 25 cm breiten Spalt auf jeder Seite frei, so

daß der Flugzeugführer bei der Landung direkt den Boden unter sich beobachten kann. Beide Sitze sind mit Steuerhebeln ausgerüstet.

Die Schwanzfläche hat keine Scharniere oder Achsen, sondern ist zum Zwecke der Höhensteuerung elastisch.

Der kleinste der ausgestellten Eindecker (Spannweite 6 m bei 7 m Länge) ist der von O. Trinks. Dieses Flugzeug ist nur für eine Person gebaut und mit einem von Trinks selbst gebauten dreizylindrigen, luftgekühlten Motor von 20 PS ausgerüstet.

Der Eindecker von Trinks dürfte auch das leichteste Flugzeug sein, da es nur ein Gewicht von ca. 120 kg haben soll.

III. Zweidecker.

Die Albatroswerke stellen zwei ihrer Flugzeuge aus, und zwar ihre normale Militärtype und ihren neuen Zweidecker, der bereits auf dem »Salon« in Paris ausgestellt war und dort Aufsehen erregte. (Zeichnung und Beschreibung dieses Eindeckers siehe Heft 1, S. 9, Fig. 4 und Tafel I, Fig. 1 bis 3 und 9 bis 10.)

Die normale Militärflugzeugtype zeigt mehrfache Verbesserungen. So ist der hintere Sitz höher als der vordere angeordnet, die bootsförmige Verkleidung der Sitze hat eine schönere Form erhalten und ist sehr solide ausgeführt. Auf die Auswechselbarkeit der Teile ist Rücksicht genommen. Die Anzahl der Spanndrähte und Seile ist wesentlich vermindert, die Drahtverspannungen zwischen den Tragflächen und in den Trägern für die Schwanzfläche sind ganz verschwunden. Dieselben sind dadurch entbehrlich geworden, daß die Stiele nicht mehr senkrecht, sondern schräg im Dreieck angeordnet sind. Das Tragflächengerüst bildet also einen soliden Gitterträger.

Das Aussehen des Flugzeuges hat dadurch wesentlich gewonnen, daß sowohl die Tragflächen, als auch Steuerflächen vorn abgerundet sind. Die Hilfsflügel sind bedeutend vergrößert bzw. verbreitert; dementsprechend können sie auch weit kräftiger wirken. Die Verbindung der Stiele erfolgt nicht mehr mittels Aluminiumschuhen, sondern mittels Stahlbolzen und in die Holmenden eingeschobene und vernietete Stahlbleche. Zur größeren Sicherheit ist um die Holmenden noch eine kräftige lange Zwinge aus Stahlrohr geschoben, die ebenfalls vernietet wird. Diese Verbindung hat sowohl auf Druck als auf Zug eine große Festigkeit. Beim Landungsgestell sind die Kufen mittels Blattfedern mit den Stielen verbunden, in ähnlicher Weise wie es zuerst Ingenieur Grulich beim Harlan-Eindecker ausgeführt hat. Es ergibt sich somit eine dreifache Federung; nämlich die Pneumatik der Räder, die Gummizüge der Achsen und schließlich die Blattfedern.

Den ausgestellten Flugzeugen sieht man sowohl durch ihren Bau, als auch durch ihre Ausrüstung an, daß sie für militärische Zwecke bestimmt sind. Für Rekognoszierung bei Nacht ist das ein Flugzeug mit großen Azetylscheinwerfern ausgerüstet. Diese sind vorn in der Mitte zwischen den Tragflächen zu beiden Seiten des Bootes aufgehängt und können mit Hilfe zweier Handgriffe vom Sitz des Beobachters aus parallel zueinander sowohl um vertikale als um horizontale Achsen geschwenkt werden.

Es sei noch bemerkt, daß die Militärtype des Albatros-Zweideckers jetzt auch bei der deutschen Marine eingeführt wird und bereits Flüge bei der Marineflugschule bei Danzig stattfinden.

Die Deutschen Flugwerke (früher Sächsische Flugzeugwerke) stellten einen von ihrem Piloten Büchner konstruierten Zweidecker aus, der ebenfalls besonders für militärische Zwecke konstruiert ist und von allen Fachleuten sehr beachtet wurde.

Wie bei dem neuen Albatros-Zweidecker sind auch beim Büchner-Zweidecker die Tragflächen gestaffelt. Hierdurch wird nicht nur ein besseres Tragvermögen erzielt, sondern man hat auch eine freiere Aussicht, selbst wenn der vordere Sitz wegen der vorderen Anordnung des Motors weiter als bei der Farmantype zurückgesetzt werden muß.

Beachtenswert ist die Verbindung der Tragflächen miteinander. Diese erfolgt, abgesehen von vier Stielen in der Mitte, ohne Stiele durch Verwendung sehr starker Drahtseile.

Die Befestigung der Tragflächen bzw. die Aufnahme des Luftdruckes der Tragflächen beim Fluge erfolgt durch je fünf Drahtseile an jeder Seite, die von den oberen und unteren Flügeln nach den Kufen des Anlaufgestells führen, wo sämtliche Drahtseile an einem Verbindungsbolzen angreifen. Dies hat den Vorteil einer sehr schnellen Montage und Demontage, aber den Nachteil, daß die Festigkeit des ganzen Systems von einem Bolzen abhängt. Es kommt noch hinzu, daß bei der gewählten Ausführung der Bolzen sowohl, als mehrere der Spannschlösser an den Drahtseilen auf Biegung beansprucht sind. Derartige kleine Fehler finden sich mehrere an dem in seinem Gesamtaufbau ganz vorzüglichen Flugzeug. Diese Mängel sind ja leicht zu beseitigen, und es ist daher zu erwarten, daß durch die neue Konstruktion von Büchner eine vorzügliche deutsche Militärflugzeugtype geschaffen ist.

Sehr einfach ist das Anlauf- und Landungsgestell konstruiert. Es besteht im wesentlichen aus zwei Kufen aus Stahlrohr von ovalem Querschnitt, welche Kufen unten mittels Gummizügen die Achse der Anlaufräder tragen.

Der Bootskörper des Flugzeuges ist verhältnismäßig hoch, so daß die Insassen gut geschützt sind. Auch der Motor ist vollständig vom Boot eingeschlossen, und zwar ist derselbe vorn unter einer Automobilhaube eingebaut. Die Flügel erinnern in ihrem Querschnitt an die Konstruktion von Nieuport. Vorn sind die Flügel abgerundet, und die an dem oberen Flügel angeordneten Hilfsflügel verlaufen nach hinten in eine Spitze. Die oberen Flügel sind etwa um mehr als ein Drittel größer als die unteren, da sie nicht nur eine größere Spannweite haben, sondern auch tiefer (länger in der Flugrichtung) sind. Das Flugzeug dürfte daher eine sehr gute Querstabilität haben.

Die blaugraue Farbe des Bespannungsstoffes und des Anstriches für den Rumpf und das Fahrgestell gab dem Flugzeug ein für Militärzwecke sehr geeignetes Aussehen. Es ist wahrscheinlich, daß für Militärflugzeuge diese Farbe allgemein eingeführt wird.

Die Flugwerke Deutschland stellen einen Zweidecker aus, der eine verbesserte Farmantype darstellt. Auch an diesem Flugzeug sind die Tragflächen gestaffelt angeordnet.

August Euler hat drei Flugzeuge ausgestellt, und zwar einen neuen Zweidecker, Militärtyp, einen alten Zweidecker, auf dem Prinz Heinrich seinerzeit geflogen ist und einen Dreidecker, der als Wasserflugzeug gebaut, d. h. mit Schwimmern ausgerüstet ist.

Wenn auch äußerlich der neue Zweideckertyp sich vom älteren Eulertyp wenig unterscheidet, so weist derselbe doch in den Details viele Verbesserungen auf. So sind die Tragflächen leicht abmontierbar, die Holme sind dabei in der Mitte geteilt, jedoch durch ein über die Enden geschobenes Stahlrohr miteinander verbunden. Durch Gelenkbolzen sind sie am Rumpf befestigt. Nach Lösen dieser Bolzen können die Holme abgenommen, und das Verbindungsrohr abgezogen werden.

Beachtenswert ist die Einrichtung zur Betätigung der Steuer. Diese erfolgt mittels zweier Hebel. Beide Hebel können das Höhensteuer betätigen, wenn sie nach vorwärts und rückwärts geschwenkt werden; quer zur Flugrichtung geschwenkt, betätigt der eine die Quersteuerung, der andere die Seitensteuerung. Die Hebel stehen so dicht hintereinander, daß sie mit einer Hand umfaßt werden können, da sie ja gewöhnlich im gleichen Sinne betätigt werden. Die Füße des Führers sind also frei.

Ferner beachtenswert ist der Bremssporn am neuen Flugzeug. Dieser ist sowohl um einen vertikalen Zapfen drehbar, als auch um einen quer zu diesem stehenden Verbindungsbolzen, so daß der Sporn nach jeder Richtung nachgeben kann.

Die Deutsche Flugmaschinen Wright-Gesellschaft hat ihre neue Wrighttype dadurch wesentlich verbessert, daß erstens der doppelte Kettenantrieb und damit die Anwendung von zwei Propellern beseitigt ist. Es ist nur ein Propeller von großem Durchmesser (Eta-Propeller) angeordnet, der von dem rechts vom Führersitz angeordneten Motor (55 PS N. A. G.) ins Langsame übersetzt mittels (nicht gekreuzter) Kette angetrieben wird.

Die Sitze für Führer und Passagier befinden sich — wie im alten Wrightflugzeug — nebeneinander, sind jedoch mit

Windschutz versehen. Die Anordnung der Sitze nebeneinander hat zwar den Vorteil, daß sich Führer und Passagier leichter verständigen können. Der neben den Sitzen angeordnete Motor kann von den Sitzen aus bequem beobachtet werden, und die Gefahr, daß bei einem schweren Sturz die Insassen durch den Motor verletzt werden, wird verringert. Andererseits hat jedoch diese Nebeneinanderanordnung, also die große Ausdehnung in der Breite, den Nachteil eines erheblich größeren Widerstandes. Das Flugzeug büßt also an Geschwindigkeit ein. Die gegebene Anordnung für ein Flugzeug, wie überhaupt für ein Luftfahrzeug ist die hintereinander.

Die alte Wrightsteuerung ist aufgegeben. Die Steuerung erfolgt jetzt in normaler Weise mittels eines Hebels mit Handrad für Höhensteuer und Verwindung und Fußhebeln für das Seitensteuer. Beide Sitze sind mit Steuerungsradern ausgerüstet.

Die Abmessungen der Tragflächen sind erheblich geringer als bei der älteren Wrighttype. Die Tiefenausdehnung der Tragflächen ist geringer, ebenso der vertikale Abstand derselben (1,2 m). Auch die Spannweite ist verringert; infolgedessen beträgt die Gesamtfläche der Tragflächen nur ca. 30 qm. Im übrigen ist die Konstruktion der Tragflächen die gleiche wie bei der älteren Wrighttype und demzufolge ist auch die bewährte Art der Verwindung geblieben.

Für den Landtransport ist das Gerüst für die Schwanzfläche mit Seitensteuer abnehmbar. Diese Organe werden dann zwischen die Tragflächen geschoben. Ebenso kann das Anlaufgestell mit den Kufen um 90° geschwenkt werden, so daß das Flugzeug von einem Automobil auf Landstraßen geschleppt werden kann. (Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. B. 58121. Flugzeug. Blair Atholl Aeroplane Syndicate Limited, London; Vertr.: H. Caminer, Pat.-Anw., Berlin SW.68. A 2. 4. 10. E 1. 6. 12.

77 h. K. 43776. Flugmaschine mit Wendeflügelrädern; Zus. z. Pat. 227005. Conrad Kadlec, August Helpertz u. Gustav Schlößer, Holthausen b. Düsseldorf. A 16. 2. 09. E 1. 6. 12.

77 h. St. 15236. Hubpropeller mit in ihrer Neigung verstellbaren Flügeln. Albert Stettin, Magdeburg, Ebendorferstr. 46. A 2. 6. 10. E 1. 6. 12.

77 h. A. 19667. Fahrgestell für Flugzeuge. René Arnoux, Paris; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW.68. A 26. 11. 09. E 4. 6. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 27. 11. 08 anerkannt.

77 h. B. 54324. Schraubenflügelanordnung für Luftschraubenpaare. Max Bartha u. Dr. Josef Madzsar, Budapest; Vertr.: C. Gronert, W. Zimmermann u. R. Heering, Pat.-Anwälte, Berlin SW.61. A 24. 5. 09. E 4. 6. 12.

77 h. B. 56604. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Luftfahrzeuge. Donát Bánki, Budapest; Vertr.: Paul Müller, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 6. 12. 09. E 4. 6. 12.

77 h. R. 30435. Vorrichtung zum Ein- und Ausfahren von Luftschiffen in bzw. aus Schutzhallen. Nikolaus Rueben, Aachen, Krefelderstr. 25. A 17. 3. 10. E. 4. 6. 12.

77 h. E. 16877. Tragfläche für Flugzeuge mit gewölbter Unterseite. Robert Esnault-Pelterie, Billancourt (Seine), Frankr.; Vertr.: M. Mintz, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 22. 7. 10. E 11. 6. 12.

Priorität aus den Anmeldungen in Frankreich vom 9. 8. 09 für Anspruch 1—3 und vom 17. 8. 09 für Anspruch 4 u. 5 anerkannt.

77 h. G. 30204. Flugmaschine mit verstellbaren Tragflächen. Adolf Friedrich Gerdies, Berlin, Friedrichstr. 233. A 20. 10. 09. E 15. 4. 12.

77 h. M. 40881. Starrer Gastragkörper für Luftschiffe aus einzelnen zylinderförmigen Gasbehältern. Heinrich Karl Major, Königsberg i. Pr., Kaiserstr. 7. A 4. 4. 10. E 15. 4. 12.

46 a. F. 31304. Zweitaktexplosionskraftmaschine mit vier rechtwinklig zueinander angeordneten und um eine feststehende Kurbel kreisenden Zylindern. William Phillips Thompson, Liverpool, Engl.; Vertr.: F. A. Hoppen, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 15. 11. 10. E 4. 6. 12.

Auszüge aus den Patentschriften.

242 558. Schraubenpropeller mit um ihre Arme drehbaren Flügeln. Michael Vinogradov in Alfort, Frankreich. — Bekanntlich ist der Steigungswinkel bei Schraubenpropellern von großem Einfluß auf den Wirkungsgrad. Die beiden Hauptbedingungen, die erfüllt werden müssen, um den größtmöglichen Wirkungsgrad zu erreichen, sind:

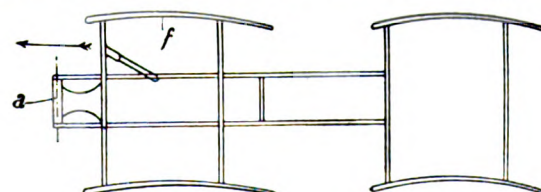
1. gleiche Größe des als zweckmäßig gewählten Angriffswinkels (d. h. des Winkels, den die Flügelfläche mit der Resultante aus Vortriebs- und Umfangsgeschwindigkeit bildet) für alle in verschiedenen Abständen von der Achse gelegenen Flügелеlemente,

2. Unveränderlichkeit des Angriffswinkels bei allen Arbeitsbedingungen, die den Slip oder das Verhältnis Q der Fortschrittsgeschwindigkeit V zur Umdrehungsgeschwindigkeit v verändern.

Bei den gewöhnlichen Schraubenpropellern wird die erste Bedingung erfüllt durch Flügel mit verschieden großen, proportional der Länge des Radius nach außen zu abnehmenden Eintrittswinkeln, die derart bemessen sind, daß sämtliche Punkte des Flügels die gleiche Ganghöhe erzielen, jedoch nur für bestimmte Werte des Slips und des Verhältnisses Q der Geschwindigkeiten. Die zweite Bedingung wird dagegen nicht erfüllt. Durch den Gegenstand der Erfindung sollen beide Bedingungen erfüllt und daher das Höchstmaß des Wirkungsgrades bei allen möglichen Arbeitsbedingungen erreicht werden.

Die Propellerflügel sind in mehrere Platten oder Blätter geteilt, die in radialer (a, b, c) Richtung angeordnet sind. Jedes Blatt bzw. jede Gruppe von Blättern, die in der gleichen Entfernung von der Achse liegt, ist mit einem Steuer m, n, o versehen, dessen Oberfläche mit derjenigen der zugehörigen Blätter einen Winkel bildet, der gleich dem Angriffswinkel α ist. Jedes Blatt bzw. jede Blattgruppe, die in der gleichen Entfernung von der Achse liegt, kann sich unabhängig von den anderen drehen. Sobald der Propeller in Drehung versetzt wird, stellen die Steuer, die mit Bremsen zur Verhinderung der Oszillationen versehen sind, sich selbst in die resultierende Bewegungsrichtung und die Blätter unter dem Angriffswinkel α gegen die Richtung des wirksamen Windes ein. Auf diese Weise erreicht man selbsttätig den konstanten Angriffswinkel für alle Blätter oder Blattgruppen des Propellers, und zwar bei allen Arbeitsbedingungen, die den Slip oder das Verhältnis Q der beiden Geschwindigkeiten beeinflussen.

241 652. Flugzeug mit zwei hintereinander liegenden Tragflächen oder Tragflächengruppen. Georg Rothgießer in Berlin. — Die Erfindung besteht darin, daß die vordere Fläche f oder Flächengruppe um eine

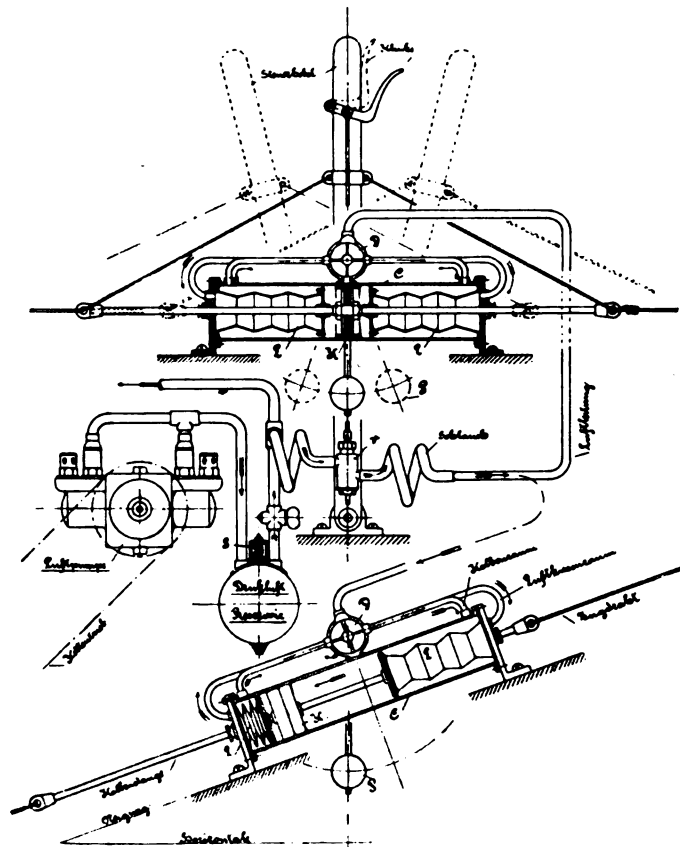


Zu Nr. 241 652.

Vertikalachse a schwenkbar angeordnet ist, welche in der vertikalen Symmetrieebene des Flugzeuges liegt, und zwar so weit nach vorn

gerückt, daß sie vor der Fläche selbst liegt. Wird z. B. die vordere Tragfläche nach rechts bewegt, so erhöht sich die Tragkraft der rechten vorderen Tragflächenhälfte, während sich die der linken gleichzeitig verringert. Daraus ergibt sich ein Drehmoment, welches das Flugzeug um seine horizontale Längsachse dreht. Mit der Steuerbewegung ist eine Überwindung von Luftwiderstand durch den Steuernden verbunden, da infolge der Steuerbewegung die rechte Seite einen größeren Luftwiderstand erhält als die linke. Nach Aufhörung des Steuerdruckes der Hand hat die Tragfläche also das Bestreben, in ihre Normalstellung zurückzukehren.

243 485. Gleichgewichtsregler für Flugmaschinen. Karl Willems in Saarlouis, Solvaydorf, Lothr. — Der pneumatische Gleichgewichtsregler besteht in der Hauptsache aus dem Zylinder C, dessen beide Deckel abnehmbar und mit Stopfbüchsen versehen sind und so mit den Zylinderflanschen verschraubt



Zu Nr. 243 485. Fig. 1—2.

werden, daß gleichzeitig die beiden harmonika- oder teleskopartig gestalteten Luftkissen L mit befestigt werden.

Diese Luftkissen sind an ihrem, dem Treibkolben K zugekehrten Ende mit einem Deckel verschlossen, der mit je einer Stopfbüchse versehen ist und so der Kolbenstange den Durchgang gestattet. Die Länge der Luftkissen L ist derart bemessen, daß in gespanntem Zustande der Kolben K gerade in die Mittelstellung gedrückt wird, während umgekehrt bei entspanntem Zustande die zusammengedrückten Luftkissen L dem Kolben K eine solche Bewegung gestatten, als nötig ist, um die Regelung der Steuerflächen auszuführen.

Auf diese Art ist der Treibkolben K bei richtiger Lage der Flugmaschine gezwungen, da er von beiden Seiten beeinflußt wird, die Mittelstellung einzuhalten.

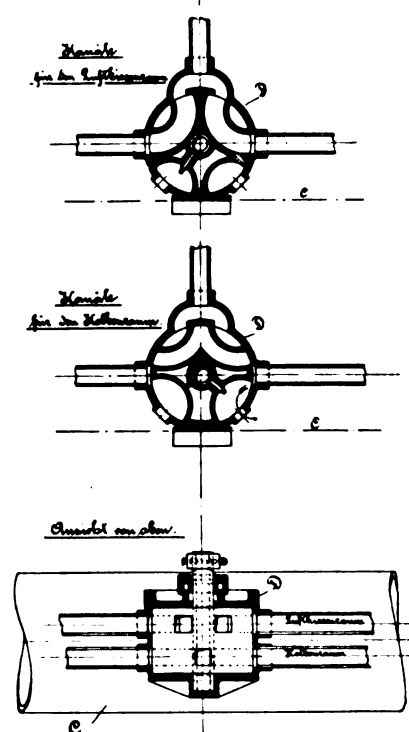
In ihrem äußeren Durchmesser sind die Luftkissen L noch derart bemessen, daß zwischen ihnen und der inneren Zylinderwand C ein kleiner Zwischenraum frei bleibt, der genügt, der Druckluft den Durchgang zu ermöglichen und dadurch auf den Kolben K zu wirken.

Die Bewegung des Kolbens K, der mit doppelter Ledermanschette ausgerüstet ist, wird mittels Kolbenstange, an deren beiden Enden Ösen aufgeschraubt sind, auf die Zugdrähte der betreffenden Steuerflächen übertragen. Diese unmittelbare Kraftübertragung auf die Steuerflächen (Fig. 6, 7) findet am einfachsten mit doppelten Zugdrähten statt, mit denen gleichzeitig auch der bisher übliche Steuerhebel derart verbunden ist, daß damit die Handsteuerung ausgeübt werden kann.

Die Mittelstellung des Treibkolbens entspricht der Gleichgewichtslage der Flugmaschine.

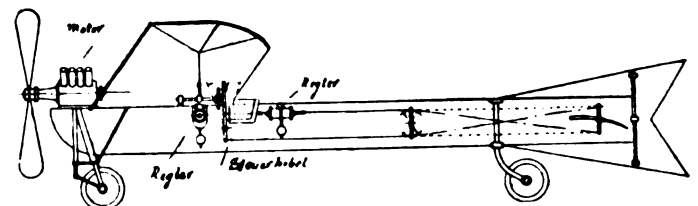
Die Verstellung des Kolbens wird in bekannter Weise durch einen von einem Pendel P gedrehten Drehschieber bewirkt.

Dieser in das Gehäuse D luftdicht eingeschlifene Drehschieber ist mit zwei verschieden gestalteten und getrennten Kanalsystemen

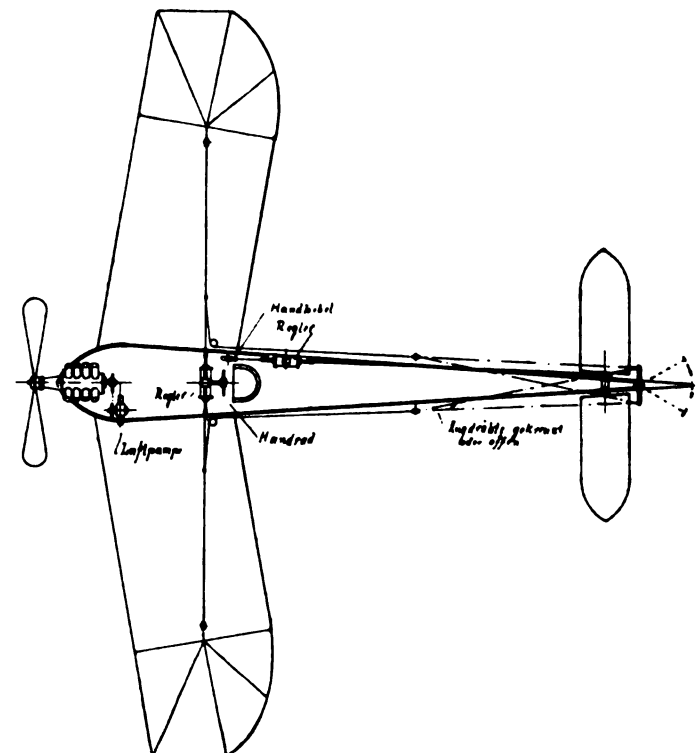


Zu Nr. 243 485. Fig. 3—5.

ausgerüstet, von denen das eine für den Luftkissenraum und das andere für den Kolbenraum bestimmt ist. Die Steuerung durch diese Drehschieber erfolgt in der Weise, daß in der Mittelstellung des



Zu Nr. 243 485. Fig. 6.



Zu Nr. 243 485. Fig. 7.

Kolbens beide Luftkissen mit Druckluft gefüllt sind, während der Kolbenraum mit der Außenluft in Verbindung steht. Bei Schräglage des Pendels erhält der Kolben auf der einen Seite Druck, und das auf dieser Seite liegende Luftkissen wird völlig abgeschlossen, während auf der anderen Seite Kolbenraum und Luftkissen entlüftet werden. Dadurch wird eine Gewichtersparnis und eine Verringerung der Dichtungsflächen erreicht. Außerdem gestattet diese Anordnung eine besonders einfache Verstellung von Hand und wirkt trotzdem sofort selbsttätig weiter, sobald der Handhebel losgelassen wird. (Fig. 3—5.)

Zwischen dem Drehschieber und dem Druckmittelbehälter ist in die Rohrleitung das am Steuerhebel angebrachte, mittels der Klinke zu bedienende Ventil *V* eingeschaltet (Fig. 1 u. 2). Dieses Ventil besitzt zwei Sitze und einen nach zwei Seiten dichtenden Ventilkolben, so daß durch Anheben des Ventilkolbens das Druckmittel vom Regler abgeschlossen wird und das im Regler befindliche Druckmittel gleichzeitig entweichen kann, der Handsteuerung also keinen Widerstand entgegengesetzt. Die Verschiebung des Ventils erfolgt durch die an dem Steuerhebel wie üblich angeordnete Klinke.

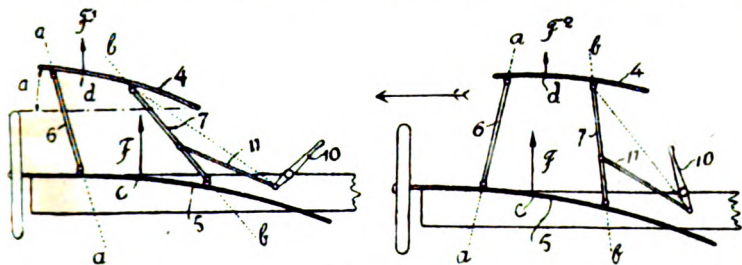
Bei Loslassen des Steuerhebels wird das Ventil infolge des auf ihm ruhenden Luftdruckes und der federnden Klinke sofort gestoßen, so daß der Regler selbsttätig seine Tätigkeit wieder aufnimmt.

Eine vom Flugmotor betriebene kleine Luftpumpe drückt Druckluft in einen kleinen Druckmittelbehälter, von dem aus Druckrohrleitungen nach dem Schieber führen. (Fig. 6. u. 7.)

Bis die Flugmaschine die nötige Höhe und Richtung genommen hat, ist der Regler ausgerückt, da der Flieger solange den Steuerhebel selbst bedienen muß.

Bei der Landung muß das Flugzeug, wie beim Aufflug, wieder von Hand gesteuert werden.

241 246. Flugzeug mit über der Haupttragfläche angeordnetem Höhensteuer. Michael Uschkoff in Roshdestwenskoje, Samara, Rußl. — Die Erfindung bezieht sich auf ein Flugzeug mit einer über der Tragfläche angeordneten Hilfstragfläche und bezweckt, der Hilfstragfläche gleichzeitig bei Verschiebung in der Längsrichtung eine andere Neigung zu erteilen. Hierdurch wird die Steuerwirkung eine überaus starke, da bei einer neuen Einstellung zugleich die Auftriebskraft der Fläche und die Entfernung des Angriffspunktes der auf die



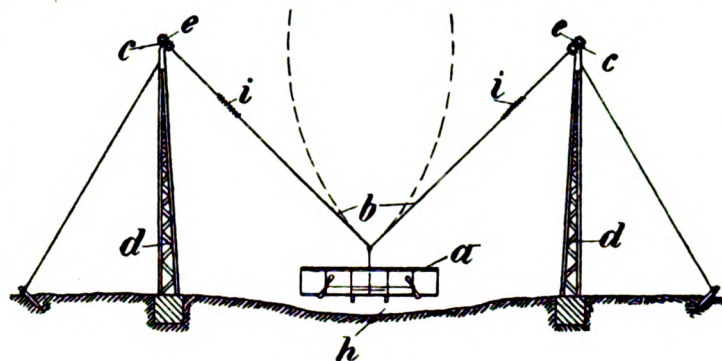
Zu Nr. 241 246.

Hilfsfläche einwirkenden Tragkraft vom Flugzeugschwerpunkt, also der Hebelarm an dem die zusätzliche Kraft wirkt, verändert wird.

Die Verbindung zwischen Höhensteuer 4 und Flugzeugrahmen ist durch an den Tragflächen und den Steuerflächen 4 scharnierartig angelenkte Stützen 6 und 7 hergestellt. Diese sind in zwei zueinander geneigten Querebenen *a-a* und *b-b* angeordnet und durch in diesen Ebenen liegende Streben 8 und 9 derart zu zwei Fachwerken verspannt, daß das Steuer 4 nur in der Längsrichtung verstellt werden kann. Dies kann nun — da das durch die Stützen 6, 7 und die Flächen 4, 5 gebildete Viereck ein ungleichseitiges ist, — nur unter Änderung des Neigungswinkels der Steuerfläche 4 zur Tragfläche 5 geschehen. Zum Verstellen kann beispielsweise ein Handhebel 10 dienen, der durch eine Stange 11 an eines der Verspannwerke 6, 8 und 7, 9 angeschlossen ist.

241 776. Einrichtung zur Erlernung der Handhabung von Flugmaschinen. Richard Gilardone in Straßburg i. Els. — Das Flugzeug *a* ist mittels Taue *b* an Schienen oder Kabeln *c* aufgehängt, welche durch verankerte Gittermasten *d*, die zu beiden Seiten der Flugbahn paarweise angeordnet sind, getragen werden. Auf diesen Kabeln *c* laufen Katzen *e*. In den geschlossenen Ösen *g* der Laufkatzen *e* greifen die oberen, zu Schlaufen ausgebildeten Enden der Taue *b* des Flugzeuges *a* an. Das Flugzeug *a* nimmt bei der Vorwärtsbewegung die Laufkatzen *e* durch den durch die Taue *b* auf sie ausgeübten Zug mit. Das Flugzeug *a* kann sich hierbei nach oben erheben und auch in seitlicher Richtung von der durch eine Bodenaushebung *h* kenntlich gemachten Bahnmitte abweichen. Damit das Flugzeug *a* beim Niedergehen aus einer höheren in die tiefste Stellung durch die Aufhänge-taue *b* nicht ruckweise auf die Kabel *c* einwirken kann, sind an den Tauen starke Federn *i* oder sonst geeignete elastische Mittel zwischengeschaltet. Dadurch, daß das Flugzeug *a* infolge seiner

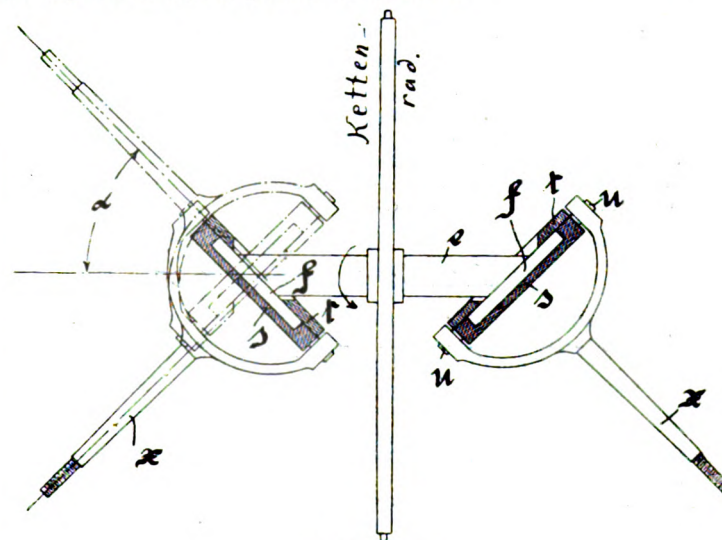
Aufhängung vor jeder Berührung mit dem Boden oder mit den Gittermasten *d* gesichert ist, kann dessen Handhabung ohne Gefahr erlernt werden. Zur Erlernung des Lenkens der Flugmaschine *a* sowohl für gerade Flüge als auch in Rechts- und Linkskurven wird



Zu Nr. 241 246.

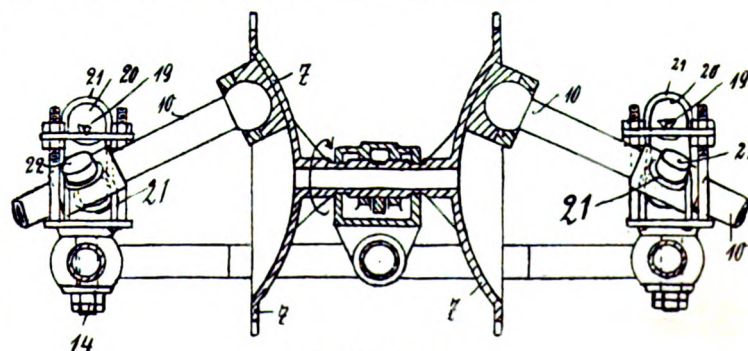
der Verlauf der Flugbahn so gewählt, daß der Fliegende beim Durch-eilen der Bahn darauf angewiesen ist, gerade Streckenflüge wie auch Kurvenflüge besagter Art auszuführen.

243 889. Antriebsvorrichtung für die Schlagflügel von Flugzeugen. Desire Nault in Brest, Frankreich. — Auf den beiden Enden der Antriebswelle *e* sitzen starr verbunden schräge Stirnscheiben *f*, die von Führungsringen *s*, *t* an den Enden der Flügelholme *x* umfaßt werden. Da diese Holme an der Drehung durch Stangen verhindert sind, müssen die Flügel bei der Drehung der Welle (mittels Kettenrad) eine auf- und abschwingende Bewegung (Winkel α) ausführen.



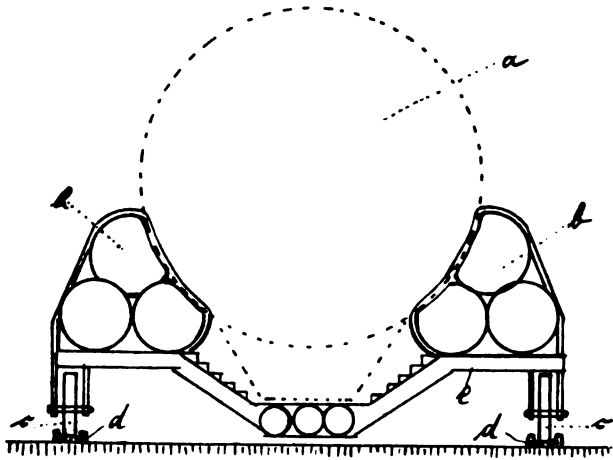
Zu Nr. 243 889.

242 722. Einrichtung zur Erzielung einer kreisenden und axial schwingenden Bewegung von Schlagflügeln an Luftfahrzeugen. Adolf Michael sen. in Eilenburg. — Die von Kurbelrädern (7) angetriebenen Stiele (10) der Flügel werden von einem Seil (21) getragen, welches über eine mittels Schneide (19) frei schwingend gelagerte Rolle (20) geführt und dessen freie Enden über an den Stielen (10) der Flügel angebrachte Zapfen (22) entgegengesetzt geschlungen und an einer Platte (13) befestigt sind.



Zu Nr. 242 722.

241 797. Luftschiffbergungsvorrichtung. Hans Hundrieser in Halensee bei Berlin. — Das Luftschiff *a* wird auf einen mit gepolsterten Boden und gepolsterten Seitenwänden *b* versehenen Wagen *c* gebracht, dessen Räder *d* so stellbar sind, daß der Wagen auf der Kreisschiene *e* um sich selbst drehbar ist, aber auch auf Längsschienen aus dem Kreise heraus, z. B. in eine Halle, fahren kann. Die Polster *b* bestehen aus Luftschläuchen.



Zu Nr. 241 797.

244 032. Wendevorrichtung für die Schlagfläche eines Flügelrades. Zusatz zum Patent 235 760 vom 31. Januar 1909. Otto Koch in Mainz. — Die schwingende Bewegung des Wenderades wird durch einen Zahnbogen bewirkt, der durch eine mittels Nutenführung gesteuerte Stange abwechselnd in einem dem Drehsinne der Achse gleich gerichteten und entgegengesetzt gerichteten Sinne gedreht wird.

244 107. Fallschirm für Flugzeuge. Joseph Maraviglia und Heinrich Banzet in Mühlhausen i. Els. — Durch das Aufrichten des am Gerüst des Flugzeuges drehbar gelagerten Schirmmastes aus seiner Ruhelage in die betriebsfähige Stellung wird gleichzeitig der eigentliche Fallschirm selbsttätig auseinandergefaltet, beim Niederholen des Schirmmastes wieder selbsttätig zusammengefaltet.

Bücher-Besprechungen.

Armand de Gramont, duc de Guiche: *Essai d'Aerodynamique du Plan* und *Essais d'Aerodynamique*. Deuxieme Serie. Paris, librairie Hachette et Cie. 1911 und 1912. (206 und 108 Seiten.)

In diesen beiden Heften veröffentlicht der Verfasser eine Reihe von Versuchsergebnissen über die Druckverteilung auf der Oberfläche ebener Platten, die durch ein Automobil in der Luft vorwärts bewegt wurden. Die Platten waren an einem Gestell über dem Automobil so befestigt, daß sie unter verschiedenen Winkeln gegen die Bewegungsrichtung geneigt werden konnten. Die Geschwindigkeit wurde dadurch gemessen, daß der Wagen über zwei 30 m voneinander entfernte Schläuche hinwegfuhr, die, mit dem Schreibstift eines Chronographen verbunden, den Zeitpunkt ihrer Zusammenprallung markierten. Als Zeitmesser diente dabei eine auf dieselbe Chronographentrommel schreibende Stimmgabel. Die Druckmessung fand in der üblichen Weise durch Anbohren der Platte und Verbindung der Öffnung mit einem empfindlichen Manometer statt. Neu war hierbei, daß immer eine ganze Serie von Punkten gleichzeitig untersucht wurde, indem eine Reihe von Manometern (einfache U-Rohre mit einer Verengung an der tiefsten Stelle zur Dämpfung der durch die Bewegung des Wagens verursachten Schwingungen) in einem Kasten vereinigt war und ihre Stellung zu einem bestimmten Zeitpunkt auf photographischem Wege festgehalten wurde.

Im ersten Heft, 1911, gibt der Verfasser zunächst eine eingehende, durch Zeichnungen und Photographien veranschaulichte Schilderung der Versuchseinrichtung und stellt Betrachtungen über die zu erwartende Genauigkeit an. Von den nun folgenden Ergebnissen sind natürlich am wertvollsten die Kurven, durch welche die Druckverteilung über die Platten bei den verschiedenen Neigungswinkeln zur Darstellung kommt. Leider ist diese vollständige Untersuchung nur bei einer der drei Versuchsplatten durchgeführt; im übrigen hat sich der Verfasser meist auf die Messung der Zustände in der Symmetrieebene beschränkt.

Die Drücke auf die Vorder- und Rückseite sind getrennt behandelt. Für die Verteilung der ersteren in der Symmetrieebene hat M. Bourlet ein Gesetz aufgestellt, das bei Neigungen bis 20° für den vorderen Teil der Fläche einigermaßen durch die Versuche

bestätigt wird. Nach einer eingehenden Besprechung der Druckverteilung folgt eine kurze Untersuchung über den Einfluß der Rückseite auf die Erscheinungen an der Vorderfläche, und weiter die Ermittlung der resultierenden Gesamtkraft nach Größe und Angriffspunkt, wie sie sich aus den Drücken ergibt.

Im zweiten Band, 1912, werden weitere derartige Versuche geschildert, die hauptsächlich den Zweck hatten, einige bei den ersten Experimenten aufgetauchte Fragen weiter zu klären. Hauptsächlich sollte der Einfluß der Größe und Gestalt der Fläche festgestellt werden. Der Verfasser ging im Anschluß an eine Überlegung M. Bourlets von der Anschauung aus, daß der störende Einfluß, den die Ränder der Platte ausüben, sich über einen Streifen von annähernd konstanter Breite bemerkbar macht. Da nun die Gesamtfläche der Platte mit dem Quadrat der linearen Abmessungen, der gestörte Randstreifen aber nur mit angenähert der ersten Potenz derselben wächst, so wäre danach eine Änderung der Widerstandskoeffizienten mit der Größe der Platten zu erwarten. Kleine Platten (der Verfasser nimmt als Grenze etwa 40 cm Kantenlänge an) würden danach überhaupt keinen annähernd ungestörten Teil mehr besitzen und sich erheblich anders verhalten wie große. Gegen diese Anschauung ist zunächst schon einzuwenden, daß ihr die bis jetzt gefundene gute Bestätigung des Ähnlichkeitsgesetzes durch die Versuche widerspricht (die kleinen Abweichungen, die wirklich beobachtet wurden, lassen sich viel genauer durch Berücksichtigung der Zähigkeit erklären). Und tatsächlich zeigen auch die hier vorliegenden Messungen, daß sich diese Anschauung, wenigstens in so allgemeiner Form, durchaus nicht halten läßt. Nur für den Fall, daß bei gleicher Tiefe der Platten die Breite zunimmt, mag die Annahme eines konstanten Einflusses der Seitenränder zu Resultaten führen, die mit der Wirklichkeit wohl einigermaßen in Einklang stehen.

Im übrigen ist die Anordnung und Darstellungsweise ganz ähnlich wie im ersten Bande: Zunächst wird wieder die Versuchsanordnung geschildert bzw. die Verbesserungen, die daran angebracht wurden. Dann folgen die Darstellungen der Ergebnisse für die Vorder- und Rückseite der beiden neu untersuchten Platten. Auch diesmal erstreckt sich die Untersuchung bedauerlicherweise nur bei einer Platte über die ganze Oberfläche, während sie sich bei der anderen wieder auf die Symmetrieebene beschränkt. Von besonderer Wichtigkeit dürfte folgendes Ergebnis sein, zu dem der Verfasser durch einen Vergleich der von ihm ermittelten Kurven mit den von Eiffel gefundenen kommt; nämlich, daß die Übereinstimmung für die Vorderseite mangelhaft und für die Rückseite sogar recht schlecht ist. Welche von den beiden Methoden nun das richtigere Resultat ergeben, mag dahingestellt bleiben; der Verfasser spricht sich gegen die Versuche im Kanal aus, es ist aber wohl auch denkbar, daß die Erschütterungen der Platte bei der Fahrt im Automobil die Ablösung von Wirbeln beeinflussen und damit das ganze Bild der Druckverteilung ändern. Dafür würde auch sprechen, daß gerade die Rückseite, die am meisten unter dem Einfluß der Wirbelbildung steht, die größten Abweichungen zeigt. Auf jeden Fall ersieht man aus den Versuchen, daß offenbar ganz geringfügige Ursachen das Bild ganz wesentlich verändern können und diese Erkenntnis ist auch schon von großem Wert.

Bei der Kostspieligkeit und Umständlichkeit, womit derartige Versuche im großen verbunden sind, bilden die vorliegenden Untersuchungen eine sehr wertvolle Vermehrung der experimentellen Grundlagen der Aerodynamik, zumal da sie mit großer Sorgfalt durchgeführt und Fehlerquellen nach Möglichkeit vermieden wurden. Betz.

Flugwiderstand und Segelflug. Ein Beitrag zur Flugforschung. Von Karl Steiger. Zürich und Leipzig, Verlag von Rascher & Co. 1911. (61 Seiten, Preis M. 2.)

Der Verfasser sieht den Grund für die bisherigen negativen Ergebnisse bei allen Versuchen, den Segelflug der Vögel nachzuahmen, in dem ungünstigen Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand bei unseren gegenwärtigen Drachenflugzeugen. Auf Grund von Beobachtungen an segelnden Möven und auf Grund von besonderen Versuchen kommt er zu einer Theorie, nach der Flügelprofile, die auf der Unterseite ziemlich flach, auf der Oberseite dagegen stark gewölbt sind, dann eine günstige Wirkung ergeben, wenn sie sich in der Nähe eines dem Vogelrumpf ähnlichen Körpers befinden.

Wenn man auch nicht allen Anschauungen des Verfassers zustimmen kann, so wirkt doch das aufrichtige Streben nach Erkenntnis, das sich hier zeigt, sympathisch. Die Beobachtungen und die etwas primitiven Experimente haben doch anscheinend im wesentlichen richtige Resultate ergeben, nur der Versuch, die Erscheinungen zu erklären, ist nicht ganz einwandfrei. Besonderes Interesse dürfte wohl die eingehende Beschreibung des Vogelflügels bieten. Der Text ist durch eine Reihe sauberer und deutlicher Skizzen ergänzt. Wenn man über die angeführten Mängel hinwegsieht, dürfte das Büchlein immerhin manche neue Anregung bieten, besonders für jene, die trotz der gegenwärtigen Erfolge des Maschinenfluges doch auch noch dem Segelflug einiges Interesse entgegenbringen. Betz.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER

ING. ANSBERT VORREITER

BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS

DR. L. PRÄNDTL

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN DR. S. FINSTERWALDER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	DR.-ING. H. FÖTTINGER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E. DR. FRITZ HUTH GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT D. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
--	--	---	---

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

11. Mai 1912.

Heft 9.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik. S. 117.
Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt von Eiffel, verglichen mit den Göttinger Resultaten. Von Dr.-Ing. O. Föppl, Aachen. S. 118.
Die Wissenschaftliche Abteilung der Allgemeinen Luftfahrzeug-Ausstellung. (Mit Tafel VII.) Von Ing. Paul Béjeuhr. S. 121.

Die „ALA“ Allgemeine Luftfahrzeug-Ausstellung in Berlin. Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner und Ansbert Vorreiter. (Fortsetzung aus Heft 8.) (Mit Tafel VIII.) S. 124.
Patentschau. S. 128.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik.

Erste Sitzung des provisorischen Arbeitsausschusses.

Am Sonnabend, den 4. Mai, fand im großen Saal des Kaiserlichen Aero-Klubs die erste Tagung des im letzten Heft erwähnten provisorischen Arbeitsausschusses statt, dem inzwischen noch die Herren Dr. Karl Lanz, Mannheim, und Geh. Hofrat Dr. Friedländer beigetreten waren. Etwa 25 Herren vereinigten sich unter dem Vorsitz Seiner Königlichen Hoheit des Prinzen Heinrich von Preußen, um die Satzungen der neuen Gesellschaft festzusetzen, das erste Arbeitsprogramm zu regeln und die zur Geschäftsführung nötigen Ämter zu verteilen.

Nach Eintritt in die Tagesordnung wurden die einzelnen Paragraphen der Statuten in materieller Hinsicht endgültig festgestellt, während Herr Geheimrat v. Böttinger von der Versammlung beauftragt wurde, etwaige redaktionelle Änderungen mit einem juristischen Beirat so vorzunehmen, daß die Satzungen den gesetzlichen Ansprüchen in jeder Form genügen. Um nur die wichtigsten Punkte aus den Satzungen herauszugreifen, die sich auf die Ziele und Zwecke der Gesellschaft, auf das Erwerben der Mitgliedschaft und auf die Leitung der Geschäfte beziehen, so sei kurz angeführt, daß die Gesellschaft als Vereinigung von Vertretern der Naturwissenschaft und Technik alle zum Luftfahrwesen in Beziehung stehenden Kreise behufs Bearbeitung theoretischer und praktischer Aufgaben im Dienste des Luftfahrzeugbaues und -betriebes zusammenschließen soll, und zwar durch Abhaltung von Versammlungen, durch Vorträge und Diskussion auf diesen Versammlungen, durch Anregung zu Forschungsarbeiten und

durch Drucklegung der Vorträge, Diskussionen und anderer wissenschaftlichen Arbeiten.

Zur Leitung der Geschäfte wurde ein Vorstand mit folgender Zusammensetzung gewählt: Ehrenvorsitzender: Seine Königliche Hoheit Prinz Heinrich von Preußen, dann drei koordinierte Vorsitzende, und zwar erster Vorsitzender: Geh. Regierungsrat Dr. v. Böttinger, zweiter Vorsitzender Prof. Dr. v. Parseval, Major a. D., dritter Vorsitzender: Prof. Dr. Prändtl, Göttingen; außerdem 16 Beisitzer. Als Geschäftsräume sind die Räumlichkeiten des Kaiserlichen Aero-Klubs aussersehen (Berlin W. 30, Nollendorfplatz 3), und mit der Geschäftsführung wurde Herr Béjeuhr vom Deutschen Luftfahrer-Verband betraut.

Als ordentliche Mitglieder der Gesellschaft sind alle Herren in selbständiger Lebensstellung zugelassen, die sich praktisch oder theoretisch mit den Fragen zur Förderung der Luftfahrtwissenschaft und Luftfahrttechnik befassen; neben diesen ordentlichen Mitgliedern nimmt die Gesellschaft außerdem als nichtstimmberechtigte außerordentliche Mitglieder sowohl Korporationen als auch einzelne Mitglieder auf, welche letztere aus irgendwelchen Gründen den vorher erwähnten Anforderungen nicht zu genügen vermögen. Der Mitgliedsbeitrag ist für beide Kategorien auf jährlich M. 20 bzw. auf eine einmalige Abfindung von M. 400 festgesetzt; hierzu kommt noch für ordentliche Mitglieder ein Eintrittsgeld von M. 20. Es wurde mit Rücksicht auf die werbende Kraft einer solchen Bestimmung beschlossen, für alle bis zum 1. Oktober 1912 eingetragenen Mitglieder (welche letztere gewissermaßen als Gründer mitzugelten haben) von der Zahlung dieses Eintrittsgeldes Abstand zu nehmen. Nachdem dann auch der von Herrn Geheimrat v. Böttinger aufgestellte, mit Berücksichtigung des geringen Vermögens

der Gesellschaft recht bescheidene Etat die Genehmigung der Versammlung gefunden hatte, erstattete Herr Professor Prandtl das Referat über die Tätigkeit des wissenschaftlich-technischen Ausschusses. Dieser wissenschaftlich-technische Ausschuss soll für bestimmte Arbeitszweige besondere Kommissionen ernennen, die sich, soweit es nötig ist, aus den Reihen der ordentlichen Mitglieder ergänzen können, wobei aber diese selbständig arbeitenden Kommissionen stets in engster Fühlung miteinander bleiben sollen. Zunächst wurde als Kommission ein wissenschaftlicher, ein technischer und ein medizinischer Ausschuss, endlich noch als besondere Gruppe ein Ausschuss zur Prüfung von Erfindungen vorgeschlagen. Betreffs der Drucklegung der Veröffentlichungen soll der Vorstand mit einer geeignet erscheinenden Firma Verhandlungen anknüpfen.

Als Tagungsort für die nächste Generalversammlung wurde auf die von Professor Hartmann im Namen der Frankfurter Wissenschaftlichen Vereinigungen und von Herrn Euler im Auftrag der Frankfurter Flugzeugindustrie überbrachten Einladungen einstimmig Frankfurt a. M. gewählt und als Termin in Übereinstimmung mit dem Prinzen Heinrich die Zeit Ende Oktober bis Anfang November festgelegt. Hierauf wurden aus der Versammlung heraus als wichtige Besprechungspunkte für diese Sitzung folgende Themata vorgeschlagen:

1. Fragen zur Klärung des Arbeitens von Luftschrauben.
2. Die Luftbewegung in der Erdnähe, mit besonderer Berücksichtigung der Luftfahrzeuge.
3. Festigkeitsfragen im Luftschiffbau und der Einfluß der Seitensteuerung auf die Höhensteuerung.
4. Die Motorenprüfung.
5. Die Frage der Sicherheitskoeffizienten beim Flugzeugbau.

Punkt 4 wurde mit Rücksicht darauf, daß zur Zeit der Versammlung gerade die Motorenprüfung um den Kaiserpreis stattfindet, und daher eine Besprechung untunlich ist, von der Tagesordnung abgesetzt, so daß nur die vier übrigen Hauptpunkte bestehen bleiben, über welche Herr Prof. Prandtl im Einvernehmen mit dem technisch-wissenschaftlichen Ausschuss das nötige Material sammeln und für die Sitzung vorbereiten wird.

Nachdem dann Geheimrat v. Böttinger im Namen der Versammlung Seiner Königlichen Hoheit für die Leitung der Sitzung den aufrichtigsten Dank des Arbeitsausschusses zum Ausdruck gebracht hatte, wurde diese auf die Entwicklung deutscher Luftfahrt sicher sehr einflußreiche Sitzung durch den Prinzen Heinrich geschlossen.

Ergebnisse der aerodynamischen Versuchsanstalt von Eiffel, verglichen mit den Göttinger Resultaten.

Von Dr.-Ing. Otto Föppel, Aachen.

Gustave Eiffel hat die Resultate seiner aerodynamischen Versuchsanstalt in einem Buche »La Résistance de l'Air et l'Aviation«¹⁾ veröffentlicht. Das Buch enthält eine Beschreibung der Anstalt mit Einleitung, eine Erläuterung des Meßvorganges und eine Mitteilung der bisherigen Versuchsergebnisse, die in zahlreichen Kurventafeln anschaulich zusammengestellt sind.

Es sollen hier die Resultate Eiffels mit denen der Göttinger Anstalt verglichen werden. Zunächst wollen wir eine kurze Beschreibung der Eiffelschen Anstalt vorausschicken. Im Gegensatz zur Göttinger Versuchsanstalt, in der der Wind in einem Kanal von 2×2 m Querschnitt erzeugt wird, verwendet Eiffel einen freien Luftstrom von kreisförmigem Querschnitt mit 1,5 m Durchmesser, der durch plötzliche Erweiterung des Ansaugerohres eines Ventilators zu einer größeren luftdicht abgeschlossenen Kammer (c, s. Fig. 1) erzeugt wird. Der Ventilator fördert die Luft durch den Kanal i in die Halle a. Sie hat hier Zeit, sich einigermaßen zu beruhigen, um dann von neuem wieder durch den Trichter b der Ansaugleitung des Ventilators zuzuströmen. Der Meßvorgang spielt sich in der Kammer c ab. Der Versuchskörper ist im Luft-

strom durch einen einstellbaren Arm festgehalten, durch den die Übertragung der Kräfte auf die Wagenanordnung außerhalb des Luftstroms bewerkstelligt wird.

Um gute Resultate zu erhalten, ist eine genaue Messung der Windgeschwindigkeit vor allem wichtig, da sich die Fehler der Geschwindigkeitsmessung in allen Resultaten widerspiegeln.

Die Geschwindigkeitsmessung gestaltet sich bei Eiffel sehr einfach. Der Raum a und das Zimmer c sind bis auf den Trichter b luftdicht von einander getrennt, so daß die Luft nur durch b von a nach c strömen kann. Da für ein gleichmäßiges Zuströmen gesorgt ist, wird die gesamte Druckdifferenz zwischen a und c zur Erzeugung von Strömungsenergie benutzt — von der geringen Reibung wird abgesehen —. Die Druckdifferenz h zwischen a und b ist demnach gleich der Geschwindigkeitshöhe $\frac{\gamma v^2}{2g}$ [γ = spez. Gewicht der Luft, v = Geschwindigkeit und g = Erdbeschleunigung]. Diese Überlegung gibt Eiffel ein einfaches Mittel, um v zu bestimmen. Zur Kontrolle

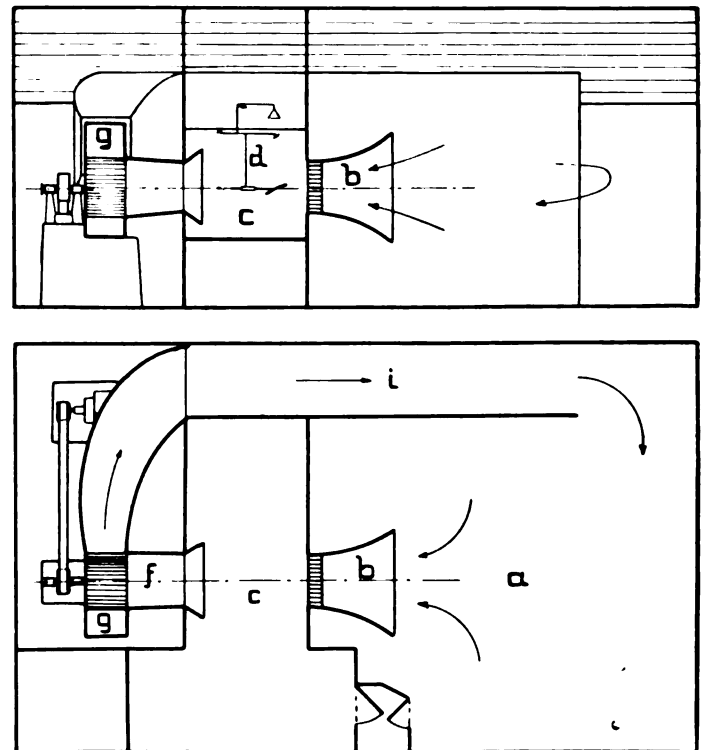


Fig. 1. Aufriß und Grundriß von Eiffels Versuchsanstalt.
a = Vorhalle; b = Ansaugtrichter; c = luftdicht abgeschlossene Kammer; d = Wagenanordnung; f = Saugraum des Ventilators; g = Druckraum des Ventilators; i = Abströmkanal.

hat Eiffel die aus der Druckdifferenz ermittelten Geschwindigkeitswerte verglichen mit den Meßresultaten an verschiedenen Pitotrohren und Anemometern und dabei gefunden, daß die Bestimmung der Geschwindigkeit aus der Druckdifferenz sehr gut mit der Geschwindigkeitsangabe der genannten Instrumente übereinstimmt. Die Größe der Geschwindigkeit kann Eiffel zwischen 5 und 20 m/Sek. variieren. Bei seinen Messungen benutzt er gewöhnlich 12 m/Sek. Über die Gleichförmigkeit seines Luftstrahls macht Eiffel leider keine näheren Angaben. Da allem Anschein nach nicht für eine Ausregulierung — wie bei der Göttinger Anstalt — gesorgt und ein vollkommen gleichmäßiges Strömen über den Querschnitt von vornherein kaum zu erwarten ist, läßt sich vermuten, daß die Gleichförmigkeit manches zu wünschen übrig läßt. Durch diese und einige noch im nachfolgenden beigelegten Kritiken an mehr geringfügigen Anordnungen in Eiffels Versuchsanstalt — wie sie sich in höherem oder niedrigerem Maße wohl an jeder Sache anstellen lassen — soll natürlich in keiner Weise die Güte der von Eiffel geschaffenen Einrichtungen und seiner Resultate verkannt oder geschmälert werden.

¹⁾ Paris, bei Dunod et Pinat. 1911.

Die Kräftemessung geschieht bei Eiffel durch Gewichtswagen. Die Platte — oder der Versuchskörper — ist um drei zum Windstrom senkrechte Achsen drehbar aufgehängt; es werden nacheinander die durch die Windkraft hervorgerufenen Drehmomente um die drei Achsen an den Wagen abgelesen. Drei Wagen sind nötig, weil die drei Größen, Auftrieb, Widerstand und Drehmoment zu ermitteln sind. Zu bemerken ist noch, daß die Aufhängungsvorrichtung aus starren Armen besteht. Es werden dadurch verhältnismäßig beträchtliche Körper in die Nähe des Versuchskörpers gebracht, die einen störenden Einfluß auf die Strömung haben und dadurch leicht zu Fehlerquellen Veranlassung geben können. Der Widerstand der Aufhängung allein — also ohne Versuchskörper — wird in jedem Fall getrennt bestimmt und das Resultat vom Gesamtwiderstand abgezogen. Es wird dabei die Beeinflussung des Aufhängungswiderstandes durch die Platte vernachlässigt, was aber sicherlich nur kleine Fehler zur Folge hat. Die Übertragung der Kräfte auf die Wage geschieht bei Eiffel durch lange Hebel. Dabei können leicht infolge kleiner Durchbiegungen usw. Fehler unterlaufen, die natürlich mit abnehmender Widerstandsgröße des Versuchskörpers relativ um so beträchtlicher sind. Es scheint auch, daß Eiffel selbst nicht sehr stark von der Empfindlichkeit seiner Meßvorrichtung überzeugt ist, wenigstens vermeidet er es, Versuche an zu kleinen Körpern durchzuführen. Er hat z. B. Untersuchungen über die Abhängigkeit des Widerstandskoeffizienten von der Fläche bei senkrecht vom Wind getroffenen Platten angestellt, ist dabei aber nicht unter das Format 10×10 cm heruntergegangen, meiner Ansicht nach, weil er befürchten mußte, sonst Fehler zu erhalten, die im Vergleich zum Gesamtwiderstand zu erheblich werden möchten.

Ich komme nach diesen Vorbemerkungen dazu, einige Resultate Eiffels mit den von mir in der Göttinger Anstalt ermittelten Zahlen zu vergleichen. Die von Eiffel angegebenen Koeffizienten lassen sich dabei nicht direkt unseren Werten gegenüberstellen, da Eiffels Koeffizienten nicht dimensionslose Zahlen sind, sondern unter der Annahme von 760 mm Barometerstand und 15°C — also einem spez. Gewicht der Luft von $1,225 \text{ kg/cbm}$ — aufgestellt sind. Wir haben deshalb Eiffels Zahlen noch durch $\frac{\gamma}{g} = 0,1249$ zu dividieren, um sie für unsere Darstellung geeignet zu machen. Es haben

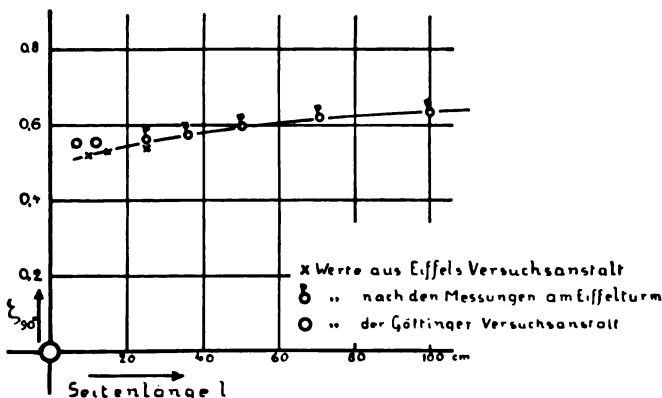


Fig. 2. Widerstand der quadratischen Platte abhängig von der Seitenlänge l .

dann die Koeffizienten ζ wie in den Berichten der Modellversuchsanstalt die folgende Bedeutung:

$$\text{Windkraft} = \frac{\gamma \cdot v^2}{g} \cdot \text{Fläche} \cdot \zeta,$$

wobei γ = spez. Gewicht der Luft, g = Erdbeschleunigung, und v = Windgeschwindigkeit vorstellen.

Am besten für den Vergleich der beiderseitigen Versuchswerte eignen sich die Resultate an ebenen Platten. Zuerst

wollen wir die Widerstandswerte für die senkrecht vom Wind getroffene quadratische Platte vergleichen. Die Göttinger Messungen in dieser Richtung beschränken sich auf die Platten von 7×7 und 12×12 cm. Es wurden dafür die Koeffizienten 0,554 bzw. 0,555 erhalten. Eiffel hat in seiner Versuchsanstalt drei quadratische Platten — 10×10 , 15×15 und 25×25 cm — untersucht und ζ zu 0,52 bzw. 0,528 bzw. 0,536 ermittelt. Diese Werte benutzt er zusammen mit seinen Versuchsergebnissen am Eiffelturm¹⁾, um die in Fig. 2 wiedergegebene Kurve zu konstruieren. Vor allem fällt bei seinen Werten das beträchtliche Anwachsen des Koeffizienten ζ mit der

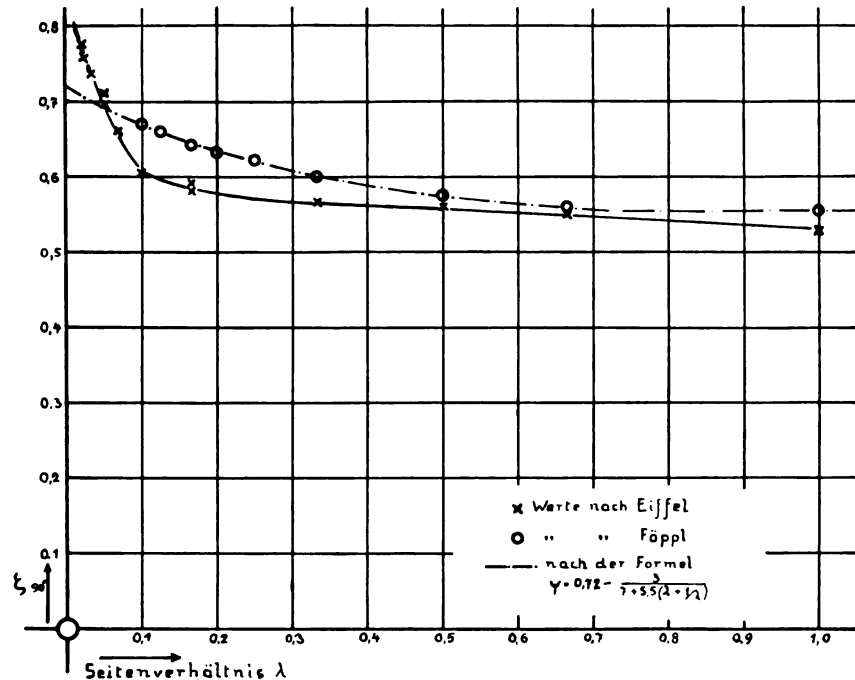


Fig. 3. Widerstand der senkrecht vom Wind getroffenen ebenen Platte von rechteckigem Format abhängig vom Seitenverhältnis $\lambda = \frac{a}{b}$.

Fläche auf, das — namentlich in dieser verhältnismäßig starken Weise — recht unwahrscheinlich aussieht. Im übrigen hat Eiffel diese Versuche bei verschiedenen Geschwindigkeiten angestellt und dabei nur geringe Abhängigkeit des Koeffizienten von der Geschwindigkeit finden können, so daß also seine Ergebnisse nicht mit den Regeln der mechanischen Ähnlichkeit²⁾, wie sie die Theorie liefert, im Einklang stehen. Man muß daher Eiffels Angabe über diesen Punkt mit beträchtlichem Zweifel hinnehmen, um so mehr als seine im nachfolgenden mitgeteilten Messungen an rechteckigen Platten für zwei verschiedene Größenverhältnisse durchgeführt worden sind und in beiden Fällen ungefähr gleiche Koeffizienten zutage gefördert haben.

Fig. 3 zeigt, wie der Widerstand der senkrecht vom Wind getroffenen, rechteckigen Platten vom Seitenverhältnis abhängt — Eiffel hat die zugehörigen Versuche an zwei verschiedenen großen Plattenserien angestellt und in beiden Fällen ziemlich gleiche Werte erhalten, was gegen seine eben besprochenen Beobachtungen an verschieden großen quadratischen Platten spricht. Man sieht aus Fig. 3, daß die Eiffelschen Messungen mit unseren Resultaten ziemlich befriedigend übereinstimmen; die größten Abweichungen betragen ca. 8%.

Wir kommen nun zur Vergleichung der schräg vom Wind getroffenen rechteckigen, ebenen Platten, wo neben dem Seitenverhältnis als weitere Variable der Neigungswinkel α der Platte — auch Einfallswinkel genannt — vorkommt. Der Koeffizient der resultierenden Windkraft nach Eiffels

¹⁾ Eiffel hat vor einigen Jahren Fallversuche am Eiffelturm angestellt und die sehr interessanten Ergebnisse 1907 in seinem Werk *Recherches Expérimentales sur la Résistance de l'Air* mitgeteilt.

²⁾ Gute experimentelle Übereinstimmung mit der Theorie liefern z. B. meine Widerstandsmessungen an Drähten; siehe Otto Föppl, *Windkräfte an ebenen Platten*, Jahrbuch der Motorluftschiff-Studienges. 1911, und ds. Ztschr. Heft 5.

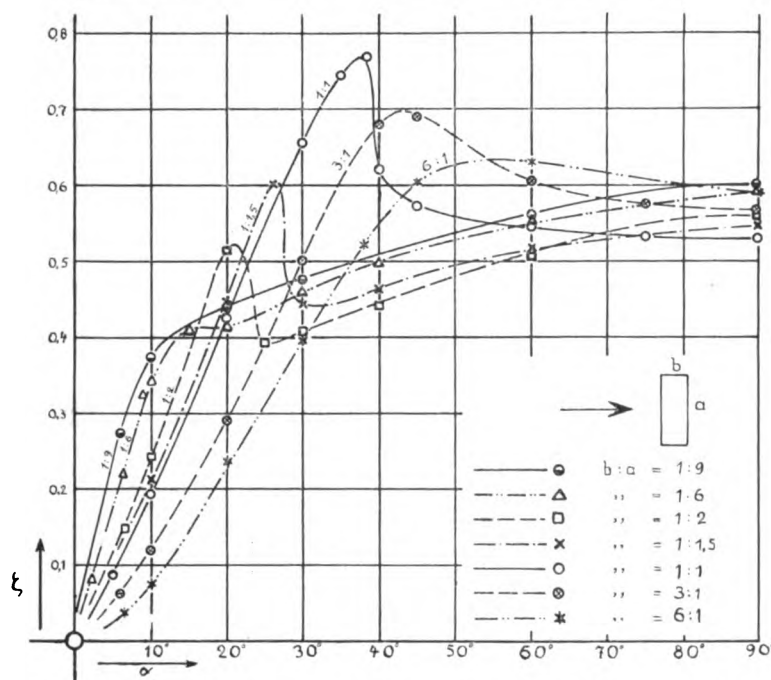


Fig. 4. Koeffizienten ζ der resultierenden Widerkraft bei rechteckigen ebenen Platten abhängig vom Neigungswinkel α .

Messungen ist in Fig. 4 abhängig vom Neigungswinkel aufgetragen.

Die zwei möglichen stabilen Strömungsformen für die unter 38 bis 42° getroffene quadratische Platte, für die wir die Widerstandswerte in Fig. 2, April 1910, und in Fig. 22, August 1910 ds. Ztschr. angegeben haben, hat Eiffel nicht erhalten. Er hat offenbar die Strömung an der kritischen Stelle nicht näher untersucht. Im übrigen stimmen unsere und seine Werte, wie ein Vergleich der genannten Figuren lehrt, gut überein. Für die resultierende Kraft bei kleinen Neigungswinkeln — a bis 12° — gibt Eiffel die Formel an:

$$\zeta_\alpha = \zeta_{90^\circ} \cdot \frac{\alpha}{100} \left(3,2 + \frac{1}{2\lambda} \right),$$

wobei λ wie in den früheren Veröffentlichungen das Verhältnis Seite parallel zum Wind — also bei Aeroplanflügeln ca. $\frac{1}{6}$ — Seite senkrecht zum Wind bedeutet.

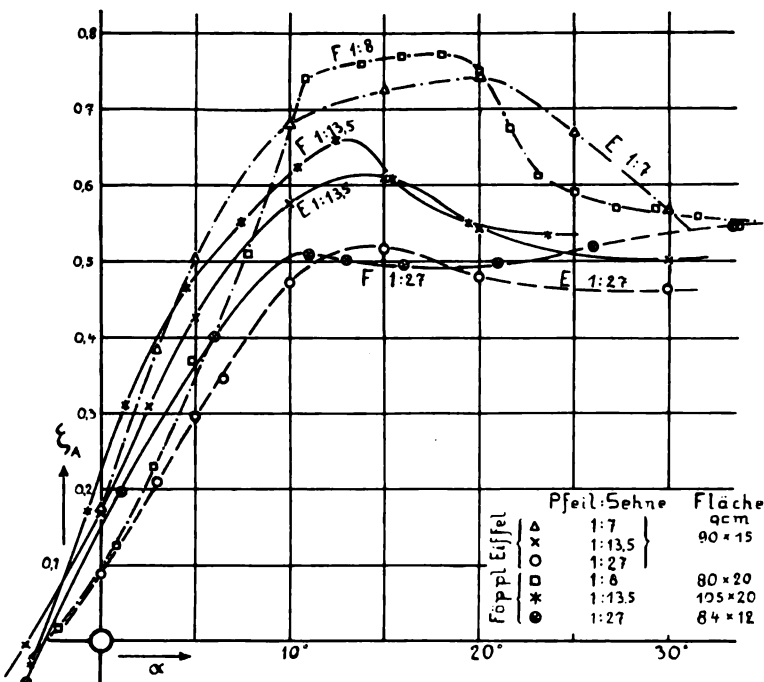


Fig. 5. Auftriebskoeffizienten kreisbogenförmig gewölbter Platten abhängig vom Neigungswinkel α .

Setzen wir in diese Formel Eiffels Werte für ζ_{90° ein und vergleichen sie mit unserer Formel¹⁾

$$\zeta_A = \frac{\alpha}{16 + 54\lambda},$$

so finden wir als Beiwerte von α

$\lambda =$	1,0	0,5	0,4	0,3	0,2	0,1
Eiffel ..	0,0196	0,0234	0,0250	0,0276	0,0328	0,0496
Föppl ..	0,0143	0,0232	0,0266	0,0311	0,0375	0,0468

Diese Zahlen geben mit α multipliziert die Auftriebskoeffizienten für rechteckige Platten. Auch hier ist in einem mittleren Bereich gute Übereinstimmung der beiden Versuchsergebnisse vorhanden.

Die Versuche über die Abhängigkeit der Windkräfte vom Seitenverhältnis rechteckiger Platten hat Eiffel nur für die eben genannten ebenen Flächen durchgeführt. Die Versuche an gewölbten Platten von den mannigfachsten Querschnittsprofilen beschränkt Eiffel auf das Format 15×90 cm. Meinen Erfahrungen in der Göttinger Anstalt nach halte ich dies Format für einen Luftstrom mit $1,8$ qm Querschnittsfläche für zu groß. Ich habe in meinem schon erwähnten Be-

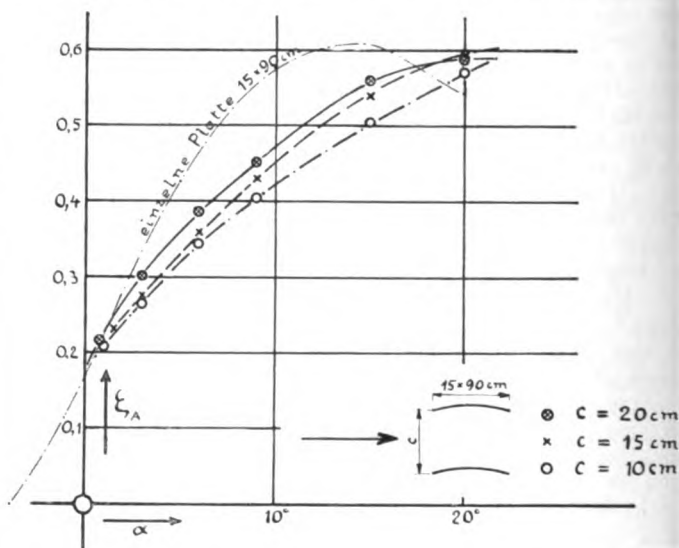


Fig. 6. Auftriebskoeffizienten zweier paralleler Platten — 15×90 cm. Pfeil: Sehne = $1:13,5$ — bei verschiedenem Abstand voneinander. (Der Koeffizient bezieht sich auf die doppelte Fläche, also auf $2 \times 15 \times 90$ cm.)

richt im Jahrbuch der M. St. G. darauf hingewiesen, daß sich namentlich bei größeren Winkeln störende Einflüsse der seitlichen Kanalwände²⁾ in der Göttinger Anstalt bemerkbar machen, wenn die Länge der Platten über 80 oder 90 cm beträgt. Nun ist aber der Querschnitt durch den Göttinger Kanal ein Quadrat von 2×2 m, hat also $2,2$ mal so viel Querschnittsfläche wie Eiffels Windstrom. Ich möchte unter diesen Umständen annehmen, daß mit einem kleineren Plattenformat — etwa 10×60 cm — bei den Vergleichsmessungen noch einwandfreiere Resultate erzielt worden wären.³⁾

¹⁾ Der Einfluß von ζ_W auf den Koeffizienten der Resultierenden ist bei den kleinen Neigungswinkeln nur unbedeutend und kann vernachlässigt werden.

²⁾ Die Beeinflussung ist derart, daß im Göttinger Windtunnel die Stromfäden mehr eingengt werden, als in einem unendlich breiten Strom, was eine Vergrößerung der Kräfte zur Folge hat, während bei Eiffel die ruhende Luft in der Umgebung des Windes das Ausweichen nach der Seite befördert und damit die Kräfte vermindert. Es ist allerdings möglich, daß sich die letztere Wirkung weniger stark bemerkbar macht als die erstere.

³⁾ Einer freundlichen Zuschrift von Herrn Vorreiter nach Drucklegung dieses Aufsatzes entnehme ich, daß Eiffel in letzter Zeit eine neue Versuchsanstalt gebaut hat, in der der Windtunnel 2 m im Durchmesser mißt. Mit Hilfe derselben ließe sich leicht der Einfluß der Strahlbegrenzung auf die Meßresultate in der alten Anstalt feststellen.

Ich komme zuerst zu den Eiffelschen Versuchen an kreisbogenförmig gewölbten Platten. Eiffel hat drei Wölbungsverhältnisse — 1 : 27; 1 : 13,5 und 1 : 7 — untersucht. Seine Auftriebswerte sind in Fig. 5 abhängig vom Neigungswinkel eingetragen und zum Vergleich unsere Ergebnisse an ähnlichen Platten beigefügt. Die Übereinstimmung ist dabei wieder — besonders im Vergleich zu den Abweichungen der Versuchsergebnisse anderer Experimentatoren — ziemlich weitgehend¹⁾. Die ζ_W -Werte Eiffels stimmen eher noch besser mit den unsrigen überein. Sie sind hier als weniger wichtig weggelassen worden.

Die weiteren Plattenversuche Eiffels lassen leider keinen Vergleich mehr mit unseren Ergebnissen zu, da die untersuchten Modelle zu verschieden sind. Ich habe von seinen zahlreichen Ergebnissen noch in Fig. 6 die Messungen über die gegenseitige Beeinflussung von zwei Platten wiedergegeben, die zu einem Doppeldecker vereinigt sind. Sehr interessant sind ferner die Untersuchungen an Flügeln mit Profilen tatsächlich ausgeführter Flugmaschinen. Für die Wright-, Voisin-, Farman-, Blériot- und Bréguet-Tragfläche habe ich seine Ergebnisse in Fig. 7 zusammengestellt. Die Abszissen des Kurvenblattes stellen den Auftrieb, die Ordinaten den

Auftrieb
Gütegrad Widerstand²⁾ dar.

Neben diesen Messungen an Flächen hat Eiffel die Widerstandskoeffizienten von verschiedenen Körpern untersucht. Bei der Bestimmung des Widerstands einer Kugel ist offenbar ein Fehler unterlaufen. Er gibt den Koeffizienten zu 0,088 an, während die Göttinger Messungen 0,22 — also 2,5 mal so viel — ergeben haben. Die letztere Zahl paßt sicher viel besser in die Reihe der Widerstandskoeffizienten für langgezogene Rechteckfläche, Quadrat, Zylinder, Kugel — 0,72; 0,55; 0,45; 0,22 — hinein wie 0,088, so daß hier auf alle Fälle mit einem Versehen Eiffels zu rechnen ist. Gute Übereinstimmung zwischen Eiffels Messungen und den Göttingern zeigt sich hingegen in den Widerstandsergebnissen an zylindrischen Körpern. Eiffel gibt den Koeffizienten eines 100 cm langen Stabes von 3 cm Durchmesser zu 0,48 an, gegenüber unserem Wert von 0,45.

Außer den mitgeteilten Ergebnissen finden sich bei Eiffel noch Messungen an Kegeln, Halbkugeln, axial angeblasenen Zylindern und einige sonst. Es würde zu weit führen, auch diese hier näher mitzuteilen.

Wie man sieht, ergibt sich in den Ergebnissen der beiden Anstalten im ganzen eine recht gute Übereinstimmung, die um so höher zu veranschlagen ist, als Aufbau, Einrichtung und Meßmethode der beiden Institute sehr verschieden voneinander sind. Jede der beiden Anstalten hat dabei ihre besonderen Vorzüge: Die Versuchsanstalt von Eiffel steht mehr mit der Praxis in Fühlung und bringt daher vor allem für die Praxis wichtige Untersuchungen; die von Prandtl dagegen bemüht sich mehr um die grundsätzliche Klärung der aerodynamischen Fragen und erhält, vermöge ihrer empfindlicheren Meßvorrichtungen Resultate mit größerer Genauigkeit. Beide Anstalten haben sicherlich dazu beigetragen, einen Schritt weiter in das dunkle Gebiet der Aerodynamik zu dringen, so daß nun der Praktiker manche Fragen nicht mehr nur nach dem Gefühl, sondern nach den Meßergebnissen wird lösen können.

¹⁾ Man muß noch berücksichtigen, daß namentlich bei der stärksten Wölbung die beiden Vergleichsplatten keine vollständig übereinstimmenden Formen haben.

²⁾ Eiffel stellt in der üblichen Weise den Auftrieb abhängig vom Widerstand dar. Ich habe absichtlich hier diese sonst nicht gebräuchliche Form gewählt, um zu zeigen, daß dieselbe für Vergleiche von Ergebnissen an mehreren Platten sehr übersichtlich ist, da der Widerstand einer Fläche erst in seiner Beziehung zum Auftrieb bei der Beurteilung einer Tragfläche Wert hat. In dieser Darstellung ist natürlich eine Fläche in ihrer Tragwirkung um so günstiger, je größer Ordinaten und Abszissen sind.

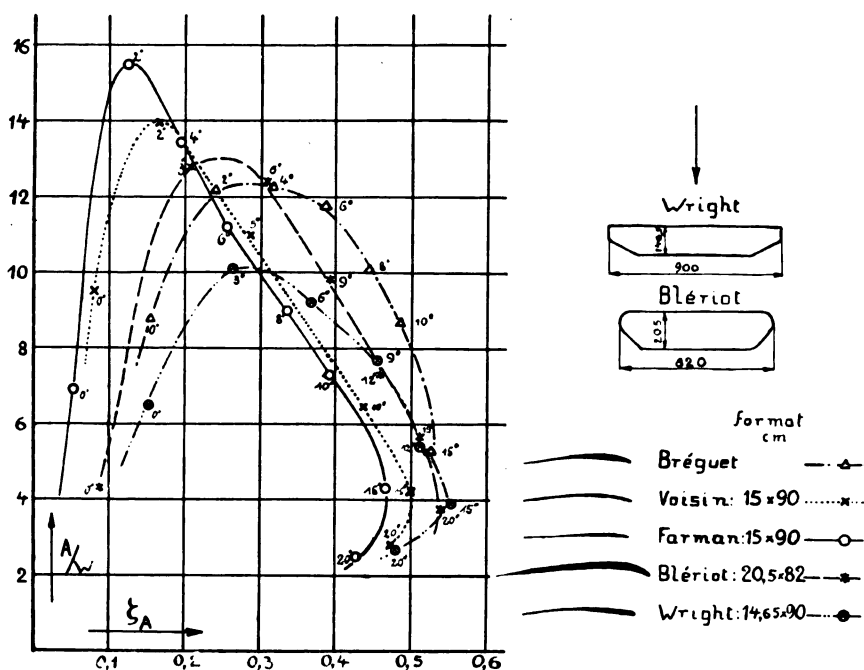


Fig. 7. Auftrieb
Widerstand abhängig vom Auftriebskoeffizient [bei Tragflächen] ausgeführter Flugmaschinen.

Die Wissenschaftliche Abteilung der Allgemeinen Luftfahrzeug-Ausstellung.

(Mit Tafel VII.)

Während auf der 1909 zu Frankfurt a. M. veranstalteten I. Internationalen Luftschiffahrt-Ausstellung für die wissenschaftlichen Forschungsinstitute noch keine besonderen Räumlichkeiten zur Verfügung standen, sondern nur einzelne Forscher auf kleinen Ständen ihr Instrumentarium zur Ausstellung bringen konnten, war auf der Allgemeinen Luftfahrzeug-Ausstellung Berlin vom Arbeitsausschuß von Anfang an der Plan ins Auge gefaßt, eine besondere Wissenschaftliche Abteilung ins Leben zu rufen, in welcher in geeigneter Weise ein Einblick in die Tätigkeit der einzelnen Versuchsanstalten und Forschungsinstitute gegeben werden könnte. Auf eine sehr dankenswerte Anregung der Herren vom Arbeitsausschuß, besonders des Herrn August Euler, stellte sich die Göttinger Vereinigung zur Förderung Angewandter Physik und Mathematik an die Spitze dieser Sonderausstellung und gab ihr von Anfang an durch ihren gewichtigen Namen die gebührende Stellung. Mit der Leitung der Abteilung wurde Herr Béjeuhr vom Deutschen Luftfahrer-Verband betraut.

Wenn es nun doch nicht möglich geworden ist, einen umfassenden Überblick in dieser Sonderabteilung zu geben, so lag dies daran, daß infolge der kurzen Vorbereitungszeit schon die Institute des Inlandes teilweise nicht mehr in der Lage waren, in einer ihrer Bedeutung entsprechenden Weise sich an der Ausstellung zu beteiligen. In weit ungünstigerem Maße traf dies natürlich für das Ausland zu, so daß dem ersten recht erfreulichen Briefwechsel leider zum Schluß recht viele Absagen folgten. Es möge jedoch konstatiert werden, daß der Gedanke einer solchen Sonderabteilung überall mit großer Freude aufgegriffen wurde, wie ja auch die Abteilung selbst in den Veröffentlichungen stets anerkennend erwähnt worden ist.

Für die Wissenschaftliche Abteilung wurden von seiten der Ausstellung zwei große Räumlichkeiten zur Verfügung gestellt, welche sich der kunsthistorischen Abteilung beiderseitig angliederte, so daß auch hier eine gewisse Einheitlichkeit erzielt werden konnte. Es war ferner vom Arbeitsausschuß bei der übrigen Platzverteilung Sorge getragen worden, daß die an die Wissenschaftliche Abteilung grenzenden Stände tunlichst Beziehungen zur wissenschaftlichen Luftfahrt hatten, was als sehr zweckmäßig bezeichnet werden muß. Der erste

große Raum der Wissenschaftlichen Abteilung war in drei Stände unterteilt, von denen der erste hauptsächlich vom Kaiserlichen Patentamt in Anspruch genommen war. Auf großen Tischen waren die wichtigsten Patentschriften aus dem Gebiete der Luftfahrt, nach systematischen Gesichtspunkten geordnet, zur Auslage gebracht; auf diese sehr nachahmenswerte Art ist es möglich geworden, die verschiedenartigsten Patentschriften einem großen Publikum in leichtester Weise zugänglich zu machen. In derselben Abteilung befanden sich außerdem die vom Generalstab überlassenen einzelnen Blätter des Meusnierschen Atlases, der als ein älteres Dokument wissenschaftlicher Luftschiffahrt wohl das Interesse weitester Kreise für sich in Anspruch nehmen kann. Dieser geniale Forscher und Konstrukteur hat es verstanden, mit den primitiven Mitteln, welche ihm die derzeitige Technik zur Verfügung stellen konnte, ein Luftschiff zu konstruieren, das in vielen Punkten bereits als zweckmäßig hingestellt werden kann. Es möge nur auf die Anordnung des Ballonets, der verschiedenen Trägerkonstruktionen der Gondel, auf die Ausbildung der Verankerung (bei welcher gleichzeitig ein Teil der Ballonhülle als Schutzdach dienen sollte), auf die verschiedenen Knotenpunkte der Takelung u. dgl. hingewiesen werden, um sofort die Bedeutung dieser Meusnierschen Hinterlassenschaft klar erkennen zu lassen.

Um in diesem Raum keinerlei Eintönigkeit aufkommen zu lassen, waren an passenden Stellen zwischen den Patentschriften besonders charakteristische Ballonphotographien ausgelegt, die sowohl von Luftschiffen als auch von Freiballonen aus aufgenommen waren und deren außerordentliche Schärfe sowohl für die Güte der verwendeten Apparate spricht, als auch als Beweis dafür anzusehen ist, einen wie ruhigen Stand das Luftfahrzeug schon heute für photographische Aufnahmen bietet. Daneben befanden sich Aufnahmen von den ältesten erfolgreichen motorischen Flugversuchen in Europa, die durch den Dänen Ellehammer ausgeführt sind. Die sehr übersichtlich und klar zusammengestellte Serie zeigt die verschiedenen Stadien der Entwicklung des Ellehammerschen Flugzeugs, welche zuletzt zur Konstruktion eines Dreideckers führte, weil der im Verhältnis zur Leistung schwere Motor einer großen Tragfläche bedurfte. Als besonders beachtenswert möge hingestellt werden, daß Ellehammer für seine Flugversuche eine große zementierte Bahn für notwendig erachtete, während unsere modernen Flugzeuge zur Not sogar von einem Sturzsacker aufsteigen! Das sind doch gewaltige Fortschritte in wenigen Jahren! —

In die wissenschaftlich geleiteten Laboratorien der modernen deutschen Luftschiffindustrie führten die Ausstellungsgegenstände des Siemens-Schuckert- sowie des Schütte-Lanz-Luftschiffbaues ein. Die Siemens-Schuckert-Werke hatten 2 vierflügelige Luftschrauben nebst ihren Leistungskurven ausgestellt, von denen die eine mit durchgehenden Stahlrohrschäften für 125 PS bei 3 m Durchmesser und 750 Touren i. d. Min. als letztes Modell für das Schiff gebaut ist, während die andere mit gleichen Abmessungen eine Versuchskonstruktion darstellt, bei welcher die Flügel an 2 Schäften sitzen. Die Leistungskurven sind während der Fahrt aufgenommen, und zwar wurde für diese Fahrtversuche eine elektrisch angetriebene Lokomotive benutzt¹⁾, während die Aufzeichnungen hydraulisch vorgenommen wurden. Einige Zeichnungen und Photographien erklären die Untersuchungsmethode für Prallballone. Das Modell wird aus demselben Stoff wie das große Luftschiff hergestellt und mit Wasser gefüllt; dieses Wasser steht unter Druck, indem das Zuführungsgefäß, das durch einen Schlauch mit dem Modell verbunden ist, in verschiedene Höhenlagen zum Modell gebracht werden kann. Durch entsprechende Wahl der Größenverhältnisse zwischen Modell und Ausführung sowie durch Regulierung des Wasserdruckes können im Stoff die gleichen spezifischen Spannungen erzeugt werden wie im wirklichen Ballon. Hierdurch entstehen auch die gleichen Dehnungsverhältnisse und die Formänderungen an dem so behandelten Modell werden denjenigen des Luftschiffes ähnlich. Das konnte man sehr gut an zwei weiteren Photographien sehen. Die erste zeigte das Modell mit Luft gefüllt, daher ganz ohne Deformation, die zweite aber dasselbe Modell mit Wasser gefüllt und entsprechend deformiert

¹⁾ Siehe d. Zeitschr. 1911, H. 5, S. 61—64.

bei einem effektiven Druck von 870 mm WS, was dem im Luftschiff bei der Fahrt üblichen Gasdruck von 25 mm WS entspricht. Als letztes, sehr interessantes Objekt ist ein Geschwindigkeitsanzeiger ausgestellt; ein Pitot-Staurohr hängt, durch geeignete Flächen in Fahrtrichtung geführt, in so großer Entfernung vom Luftschiff, daß die mitwandernde Luft keinerlei Störungen verursachen kann. Die beiden Rohrleitungen dieses an sich bekannten Instrumentes führen nun zu einem von der Firma Sedlbauer in München hergestellten Manometer, und zwar mündet das Ende des Druckrohres unter eine kleine Taucherglocke, die nun entsprechend gehoben wird und dadurch einen Zeigerausschlag hervorruft. Die Schwierigkeiten beim Bau des Instrumentes bestanden darin, die Ausbalancierung so vorzunehmen, daß die geringen Druckunterschiede auch einen Ausschlag hervorbringen. Die Vorschläge zu diesem Instrument sind von den Herren v. Soden und Dornier¹⁾ ausgearbeitet, welche auch die Eichung des Instrumentes in den Laboratorien des Luftschiffbaues Zeppelin vorgenommen haben.

Der Luftschiffbau Schütte-Lanz hatte außer sehr instruktiven Bildern und übersichtlichen Konstruktionszeichnungen des Luftschiffes, seiner Einzelheiten und der für ihre Erprobung benutzten Versuchseinrichtungen verschiedene Ausführungsarten von Druckträgern sowie Propellerkonstruktionen ausgelegt. Besonderes Interesse nahmen jedenfalls die nach den Vorschlägen von Huber hergestellten Trägerkonstruktionen aus geeigneten, tunlichst erleichterten Holzurnieren in Anspruch. Diese Konstruktionsteile wirkten aber auch sehr instruktiv, weil man sich durch Anheben sofort von ihrem außerordentlich geringen Gewicht überzeugen konnte, während andererseits ihre Festigkeit aus den Tabellen hervorging. Die Träger werden bei je 2 m freier Knicklänge auf Knickung bis zum Bruch belastet und der sich aus Bruchlast und Eigengewicht ergebende Koeffizient gilt als Gütegrad; die hierzu benutzte Versuchseinrichtung war ebenfalls durch verschiedene Photographien erläutert. Der große ausgelegte Propeller war aus Elektrostahlblech hergestellt; die erheblichen Zentrifugalkräfte werden durch besondere in das Innere der Flügel eingelegte Spanndrähte aus Klaviersaitendraht aufgenommen, so daß selbst bei eintretendem Bruch des betreffenden Flügels ein Abfliegen verhindert wird. Hierdurch ist es möglich, den großen Propeller mit einem Gewicht von 85 kg herzustellen.

Die Propeller sind mit ihren Motoren zusammen in den pendelnd am Versuchsstand aufgehängten Gondeln auf ihre Leistung hin geprüft worden; um gewisse Aufschlüsse über ihr Verhalten in der Fahrt zu bekommen, ist dem Propeller der zu prüfenden Anlage mittels des anderen entfernt stehenden Propellers ein Luftstrom zugeblasen worden.

Eine ähnliche den praktischen Versuchen sich zuwendende Einrichtung ist von der Dresdener Hochschule durch Herrn Geh. Hofrat Scheit zur Ausstellung gebracht:

Der Prüfstand dieser Hochschule auf diesem Gebiet ist im Jahre 1905 errichtet worden, zunächst in Form eines Prüffeldes für Kraftfahrzeugmotoren. Hierzu trat im Jahre 1906 ein Prüfstand zur Ermittlung der Leistung von Kraftfahrzeugen an den Triebädern, und der weitere Ausbau erstreckte sich auf die Entwicklung von Versuchseinrichtungen für Flugzeugmotoren, Propellerversuche u. dgl.

Der Versuchsstand für Kraftfahrzeuge²⁾ wurde durch geeignete Bilder vorgeführt. Der zu prüfende Wagen fährt mit den Triebädern auf zwei mit Holzkränzen umkleidete Riemenscheiben auf und treibt die Welle mit den gekuppelten beiden Dynamomaschinen an. Der erzeugte Strom wird in einem Lampenwiderstand aufgezehrt.

Für Prüfung von Kraftfahrzeug- und Flugzeugmotoren stehen Backen-, Band-, Windflügel-, Wirbelstrom- und elektrische Bremsen, optische und andere Indikatoren zur Verfügung, ferner zur Kontrolle des Ladegemisches eine große Gasuhr, durch welche die angesaugte Luftmenge gemessen wird.

So zeigt z. B. Fig. 4 eine Windflügelbremse in Verbindung mit Lagerung des Motors im Pendelrahmen. Die Stellung der

¹⁾ Siehe d. Zeitschr. 1911, H. 19, S. 242.

²⁾ Beschreibung in der Zeitschrift des Mitteleuropäischen Motorwagen-Vereins 1906, H. 15.



Fig. 1.



Fig. 7.

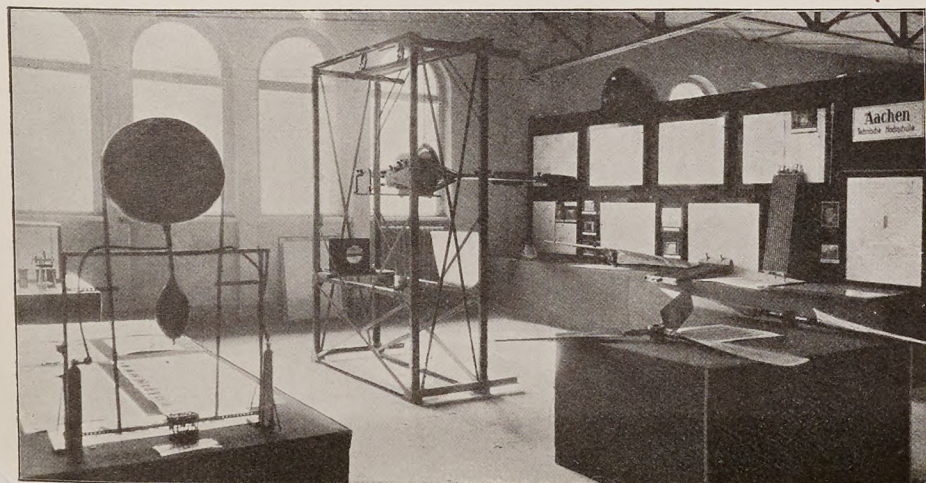


Fig. 8.

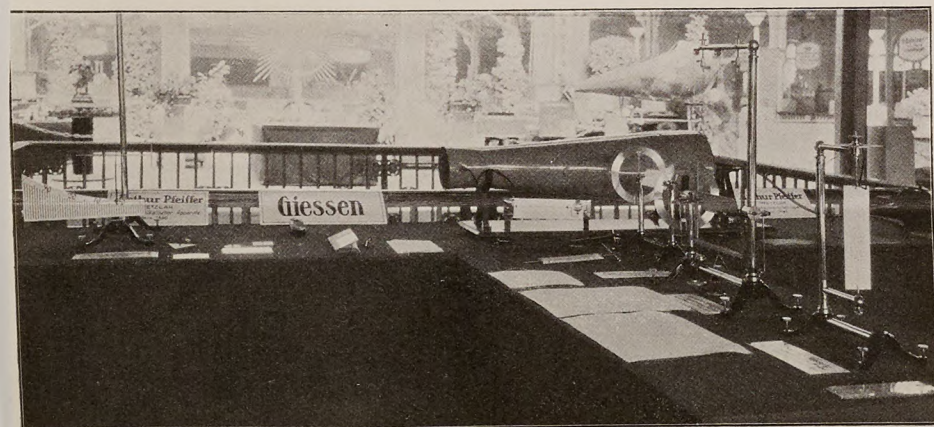


Fig. 9.

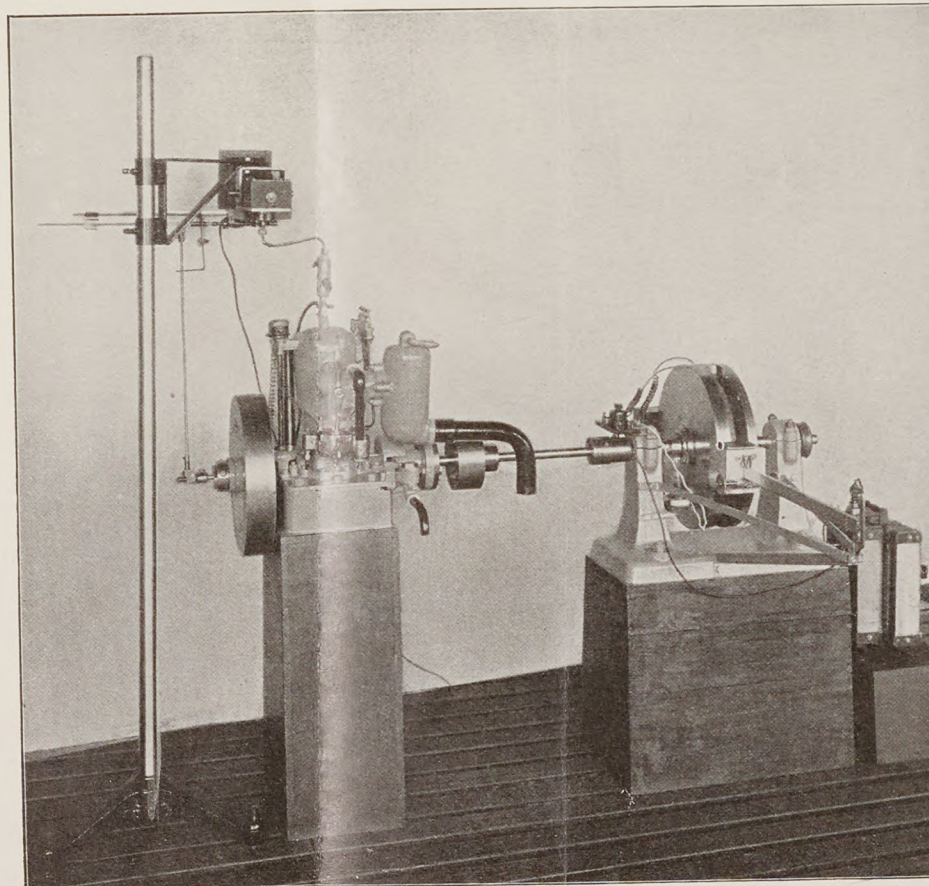


Fig. 2.

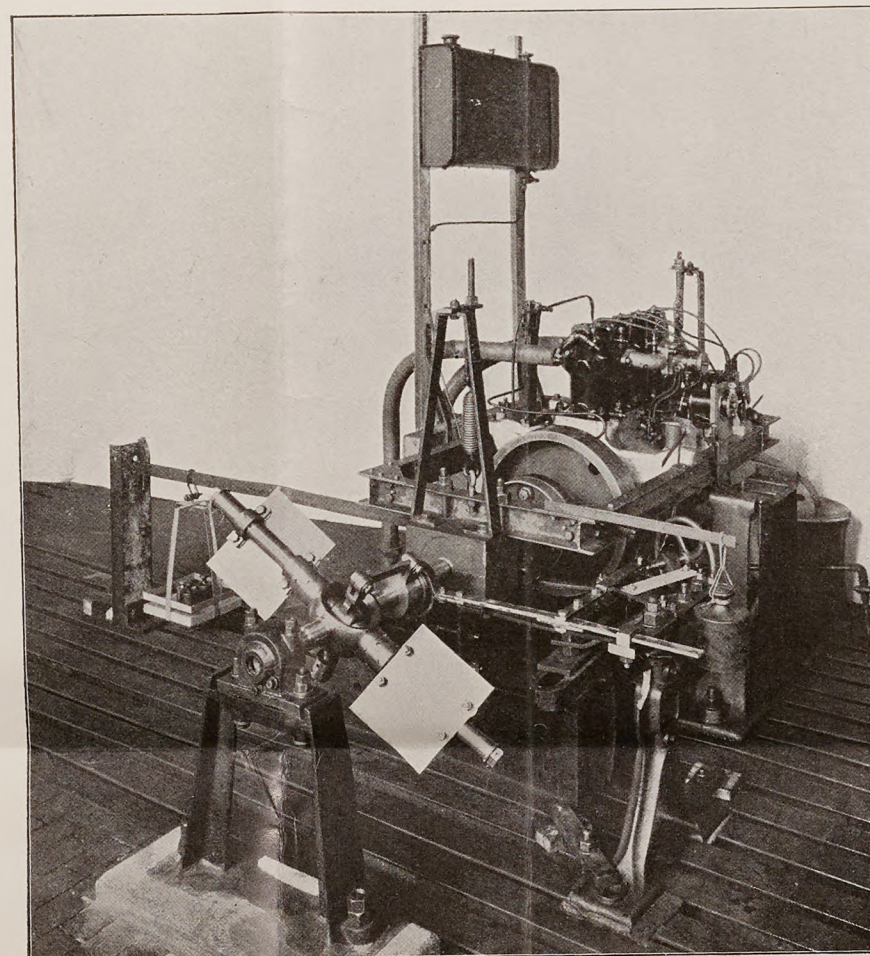


Fig. 4.

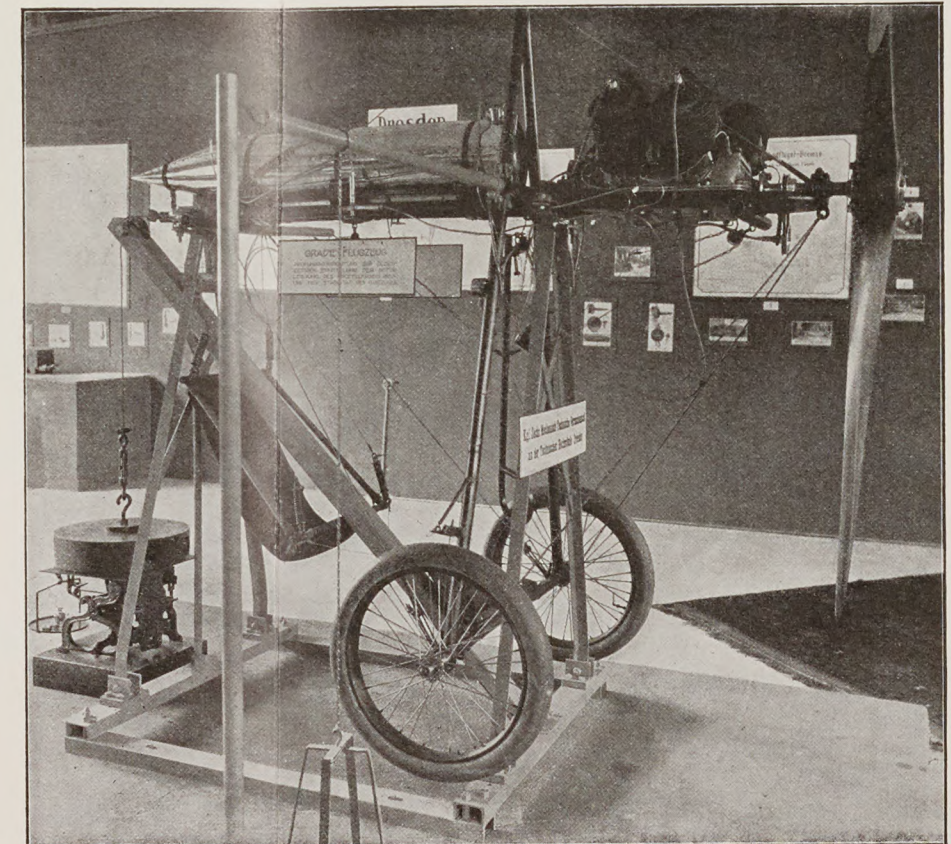


Fig. 3.

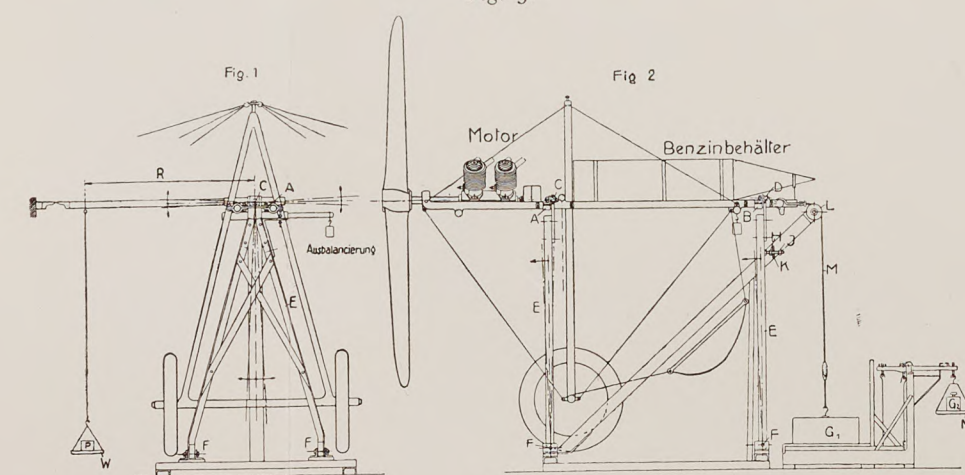


Fig. 5.



Fig. 6.

- Fig. 1. Ausstellung der „Göttinger Modell-Versuchsanstalt“.
 Fig. 2. Wirbelstrombremse und Prüfstand für Motoren der Technischen Hochschule Dresden.
 Fig. 3. Pendelrahmenbremse für Flugzeuge nach Geh.-Rat Scheit, Dresden.
 Fig. 4. Bremsenrichtung für Motoren, ausgestellt von der Technischen Hochschule Dresden.
 Fig. 5. Zeichnung der Pendelrahmenbremse für Flugzeuge.
 Fig. 6. Propeller-Prüfwagen von Prof. Prandtl.
 Fig. 7. Ausstellung von Prof. Schütte und der Firma Lanz-Mannheim.
 Fig. 8. Ausstellung der Technischen Hochschule Aachen.
 Fig. 9. Ausstellung der Universität Gießen.

große
 drei St
 K a i s
 war. A
 aus de
 punkte
 ahmen:
 artigste
 Weise
 sich an
 Blätter
 Dokum
 weitest
 geniale
 primiti
 führung
 vielen
 Es mög
 Träger
 ankern
 als Sch
 punkte
 die Be
 erkenn

U
 lassen,
 schrift
 gelegt,
 aus an
 sowoh
 auch a
 das Lu
 bietet.
 erfolgr
 den D
 sichtli
 schied
 Flugze
 führte
 großer
 möge
 suche
 währe
 Sturze
 in wei

I
 derner
 gegen:
 S c h
 Schuc
 ihren
 durch
 messe
 Schiff
 eine V
 2 Sch
 Fahrt
 eine
 die A
 Zeichn
 metho
 Stoff
 gefüll
 gefäß,
 in ver
 Durch
 Model
 druck
 erzeug
 auch
 runge
 Luftsch

Photographien sehen
 gefüllt, daher ganz ol
 Modell mit W a s s e

¹⁾ Siehe d. Zeits

te das Modell mit L u f t
 die zweite aber dasselbe
 entsprechend deformiert

S. 61—64.

mit Lagerung des Motors im Pendelrahmen. Die Stellung der

¹⁾ Siehe d. Zeitschr. 1911, H. 19, S. 242.

²⁾ Beschreibung in der Zeitschrift des Mitteleuropäischen
 Motorwagen-Vereins 1906, H. 15.

Flügel kann während des Betriebes geändert werden, wodurch sich der der Höchstleistung des Motors entsprechende Widerstand bequem einstellen läßt. Das Drehmoment des Motors strebt einen Ausschlag des Pendelrahmens an. Ist P das Gewicht vom Hebelarm R , welches anzuhängen ist, um den Rahmen in die Nullage zurückzuführen, so mißt $P \cdot R$ das Drehmoment des Motors. Wird daher gleichzeitig die Umdrehungszahl des Motors beobachtet, so ergibt sich die Motorleistung

$$N = \frac{P \cdot R \cdot n}{710,2} \text{ PS.}$$

So zweckmäßig sich nun die Windflügelbremse im Pendelrahmen zur Ermittlung der Motorenleistung erweist, sie bedingt naturgemäß einen Ausbau aus dem Fahrzeuge; um nun diesen vorherigen Ausbau zu vermeiden, ist von Geheimrat Scheit für Flugzeuge eine Pendelrahmenbremse entworfen, welche die Bestimmung der Leistung des eingebauten Motors zugleich mit jener der Zugkraft der Luftschraube gestattet.

Diese Vorrichtung, deren Schema Fig. 5 zeigt, war betriebsfähig mit einem Grade-Flugzeug ausgestellt, dessen Tragflächen wegen des beschränkten Raumes abgenommen waren.

Das Flugzeug ist in ein Gestell mit zwei wagerechten Zapfen derart eingehängt, daß es um die verlängerte Motorachse pendeln während das Gestell in Richtung dieser Achse Bewegungen ausführen kann, weil die Füße desselben um Zapfen drehbar gelagert sind.

Wird der Motor mit der Luftschraube angelassen, so strebt das Drehmoment des Motors infolge der Schraubenhemmung der Drehrichtung der Schraube entgegen einen Ausschlag des ganzen Flugzeugs um die Motorachse an. Dieses Drehmoment wird durch ein Gewicht P am Hebelarm R gemessen, so daß unter Berücksichtigung der jeweiligen Umdrehungszahl n des Motors die Motorleistung aus der bekannten Beziehung

$$N = \frac{P \cdot R \cdot n}{710,2} \text{ PS.}$$

ermittelt werden kann.

Andererseits strebt die Zugkraft der Luftschraube eine Bewegung des Gestells um die horizontalen Zapfen der Gestellfüße in Richtung der Zugkraft an, so daß die Zugkraft durch ein Gegengewicht oder ein Dynamometer gemessen werden könnte. Eine zweckmäßigere Ausgestaltung hat aber diese Messung insofern erfahren, als ein Gegengewicht G_1 , welches die größte zu erwartende Zugkraft der Luftschraube um einen gewissen Betrag, z. B. um 10 kg, überschreitet, auf die Brücke einer Wage aufgesetzt und durch ein über eine Leitrolle L geführtes Seil M an den Rahmen des Flugzeuges angeschlossen wird. Die Zugkraft der Luftschraube bewirkt nun ein Anheben dieses Gewichtes, so daß die Wage nur mit einem, um die Größe dieser Zugkraft verminderten, Betrag belastet wird, welcher sich leicht durch ein kleines Gewicht G_2 ermitteln läßt, das die Wage zum Einspielen bringt. Die Zugkraft ist dann $G_1 - G_2$.

Die Vorrichtung zum Messen von Motorleistung und Schubkraft des startbereiten Flugzeuges am Festpunkt ist außerordentlich bequem.

Außer diesen Einrichtungen war neben einer großen Anzahl Photographien von Versuchsanordnungen noch ein Zweitaktmotor mit angebaute Wirbelstrombremse ausgestellt, welcher Vorrichtung wegen ihrer kompensiösen Bauart besondere Beachtung gebührt. Die Abbremsung geschah in der bekannten Art, die Leistungsmessung mittels optischen Indikatoren, indem ein kleiner Lichtstrahl durch einen Spiegel auf eine lichtempfindliche Platte geworfen wird, während der Spiegel durch den Gas-(Explosions-)druck eine Drehung, die Lichtquelle durch ein von der Motorwelle betätigtes Gestänge eine hin und her gehende Bewegung erhält.

Einen breiten Raum unter den Ausstellungsgegenständen nahmen die Luftschraubenprüfvorrichtungen für sich in Anspruch, und zwar lagen sowohl Versuchseinrichtungen für Schraubenmodelle als auch für Propeller natürlicher Größe vor. Wenn letztere vorausgenommen werden sollen, so ist hier zunächst die Einrichtung der Lindenberger aus den Mitteln der Deutschen Jubiläumstiftung errichteten und aus dieser wie auch durch Zuschüsse des Vereins Deutscher Ingenieure unterhaltenen flugtechnischen Versuchsanstalt zu nennen. Die Anstalt hatte unter Dr.-Ing. B e n d e m a n n s Leitung, in sehr zweck-

mäßiger Weise vom Einfachsten ausgehend, die verschiedensten besonders instruktiv wirkenden Versuchseinrichtungen zu einem guten Überblick vereinigt, so daß man schon aus den einzelnen Gegenständen die systematische Entwicklung und den Fortgang der Arbeiten beobachten konnte. Neben einer »Elementarschraube«, welche noch aus 2 geraden Flügелеlementen besteht, deren bestimmtes Profil über die ganze Flügellänge (1 m) hinwegläuft, und deren Flügel in beliebige Winkel gegen die Drehachse eingestellt werden kann, steht eine andere Elementarschraube, bei welcher aber die Flügелеlemente aus der geraden Form in eine stark verwundene beliebig eingestellt werden können, weil eine biegsame Außenhaut im Betriebe sich genau den einzelnen Profilen anschmiegt. Sehr interessant ist auch eine Modellbank, deren einzelne Zinkschablonen (genau nach den betreffenden Kreisbögen gekrümmt) an der Saug- und Druckseite das genaue Profil des Flügels ergeben, so daß der Tischler nach diesen Schablonen ohne weiteres die Schrauben anfertigen kann, wenn er nur für einen stetigen Übergang von Profil zu Profil Sorge trägt. Als sehr praktisch dürfte sich auch die Vorrichtung zum Auswuchten der Schrauben erweisen, die aus einem kurzen senkrechten Wellenstumpf besteht, welcher auf einer genau in der Mitte befindlichen Stahlkugel reitet, die auf der wagerechten Stirnfläche eines Stahldornes aufliegt und mittels welcher Vorrichtung ein peinlich genaues Ausbalancieren der Schraubenflügel möglich ist. Die Vorrichtung zum genauen Ausmessen bereits vorliegender Schrauben ist hier schon beschrieben; sie besteht einfach darin, daß über das betreffende Profil ein mit genügend großem Ausschnitt versehenes, genau nach dem Radius des Profils gekrümmtes Blatt Papier geschoben wird, auf welches ein als Achse eines Messingrades dienender Schreibstift eine Äquidistante zum Profil aufzeichnet.

Befaßt sich die Lindenberger Anstalt hauptsächlich mit Luftschraubenuntersuchungen auf dem Stande, so ist der von der Göttinger Universität ausgestellte Luftschraubenprüfwagen dazu bestimmt, Messungen während der Fahrt an Luftschrauben anzustellen, d. h. unter Verhältnissen, die nach Möglichkeit dem wirklichen Arbeiten der Schrauben angepaßt sind. Auch diese Einrichtung ist hier¹⁾ schon beschrieben worden, so daß hier nur die beim Umbau erfolgten Änderungen erwähnt zu werden brauchen. Dieser Umbau erfolgte nach Prof. P r a n d t l s Entwürfen unter der Leitung seines Assistenten B é j e u h r in der Maschinenfabrik G e b r. F r e i t a g, B u t z b a c h i. Hessen. Die Änderungen beziehen sich sowohl auf eine Erhöhung der Eigengeschwindigkeit des Wagens als auch auf möglichste Eliminierung von Fehlerquellen. Um es noch kurz ins Gedächtnis zurückzurufen, wird die betreffende Luftschraube mittels zweier Kegelradübersetzungen durch einen 50 PS-Benzinmotor angetrieben; sie überträgt ihren Schub nicht direkt auf den Wagen, sondern vermittelt des oberen, gelenkig in einem Parallelogramm gelagerten Getriebes durch einen Winkelhebel auf einen Öldruckzylinder, so daß der vom Registriermanometer aufgezeichnete Öldruck in einem bestimmten Verhältnis zum Propellerschub steht. Die Leistungsmessung erfolgt dadurch, daß das obere Getriebe in Kugellagern frei um die Propellerachse pendeln kann und daß die durch die Schraubenhemmung beim Betriebe des Propellers auftretende Drehmomentreaktion durch Vermittlung eines kleinen Gestänges ebenfalls auf einen Öldruckzylinder übertragen wird, wodurch wiederum eine bestimmte Aufzeichnung im Registriermanometer erfolgt. Alle diese bewährten Teile sind beibehalten worden. Bei der Prüfung sehr kleiner Propeller erwies sich jedoch trotz der außerordentlichen Gewichtsbeschränkung des Wagens dieser noch als zu schwer, um den Propeller auf die für seinen Betrieb nötige Fahrgeschwindigkeit zu bringen. Daher ist vor dem großen 50 PS-Motor noch ein kleiner 20 PS-Benzinmotor quer zur Fahrtrichtung aufgestellt, der mittels eines Wechselgetriebes durch direkte Kettenradübersetzung die Vorderachse des Wagens antreibt und so als Zusatzmotor verwendet werden kann, um bei kleinen Propellern das Fahren zu erleichtern, bei großen aber auf hohe Eigengeschwindigkeiten (bis zu 25 m/Sek.) zu kommen. Wegen dieser zu erwartenden hohen Geschwindigkeiten, dann wegen der Gewichtszunahme und endlich, weil sich die Federung als etwas weich herausgestellt hat,

¹⁾ Siehe Zeitschr. 1910, H. 1—4, Tafel I und II.

ist die Gesamtfederung des Wagens wesentlich verstärkt, während anderseits großer Wert auf Vervollkommen der Bremsvorrichtungen gelegt wurde. So ist außer der doppeltwirkenden Innen-Felgen-Bremse auf jedes Rad für beide Achsen eine gewöhnliche Doppelklotz-Bremse vorgesehen, außerdem eine auf das Wechselgetriebe wirkende, durch Fußhebel zu betätigende Backenbremse, während endlich zur Vergrößerung der aktiven Reibflächen auf den Schienen vor die Hinterachse ein Hemmschuh heruntergelassen werden kann, auf welchen die Hinterräder auflaufen und hierdurch ein außerordentlich schnelles Halten des Wagens herbeiführen. Um eine günstigere Luftzuströmung zur Schraube zu gewährleisten, sitzt diese nicht unmittelbar am Getriebebock, sondern mittels einer Verlängerungswelle am äußersten Ende des Wagens. Bei der bisherigen Anordnung der Einrichtung mußte bei den Versuchen außerordentlich darauf geachtet werden, daß die Messung in einem Beharrungszustand vorgenommen wurde, weil sonst das beweglich gelagerte Getriebe bei Beschleunigungen und Verzögerungen durch seine große Masse erhebliche Beeinflussungen der Schubaufzeichnungen ergab. Um auch diese Fehlerquelle auszugleichen, ist das obere Gehäuse durch ein Gegengewicht unterhalb der Parallelogrammlagerung ausgeglichen. Ein zweites auf demselben Hebelarm verschiebbares Gegengewicht dient dem Ausgleich der verschiedenen schweren Propeller. Die Anordnung der Hebel um den Führersitz, die weich gefederte Aufhängung der empfindlichen Meßinstrumente sowie die übrige Anordnung des Wagens ist die gleiche geblieben; es sei nur noch hinzugefügt, daß der aufgeschraubte Eta-Propeller von der Firma *Borrmann & Kaerting* für Versuchszwecke zur Verfügung gestellt worden ist. (Schluß folgt.)

Die „ALA“ Allgemeine Luftfahrzeug-Ausstellung in Berlin.

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner und Ansbert Vorreiter.

(Fortsetzung aus Heft 8. Mit Tafel VIII.)

IV. Motoren.

Die Daimler-Motoren-Gesellschaft stellte ihre sämtlichen Typen von Flugzeug- und Luftschiffmotoren aus. Da diese Motoren bereits früher in der Zeitschrift beschrieben wurden (Heft 16, 1911, Fig. 17—20, Tafel VIII) sollen hier nur die Verbesserungen bzw. die neuen Typen besprochen werden.

Bei dem Typ 65/70 PS (Katalogbezeichnung: E 4) ist im wesentlichen die bewährte Konstruktion beibehalten. Es ist nur der Ölbehälter am Kurbelgehäuse vergrößert worden, und die Wasserpumpe sitzt nicht mehr so nahe am Motorgehäuse, sondern steht etwas weiter ab, wodurch der darüber befindliche Zündapparat leichter zugänglich ist. Es ist dadurch auch mehr Raum für die Verbindung der Pumpenwelle mit der Kurbelwelle gewonnen. (Fig. 6, Tafel VIII.)

Beachtenswert ist die bereits ins kleinste Detail durchdachte Konstruktion dieser Motoren. Von kleineren Verbesserungen sei z. B. erwähnt, daß alle Hähne, wie Kompressionshähne, Öl- und Wasserablaßhähne, mit selbsttätiger Feststellung versehen sind, so daß sich die Hähne durch Erschütterungen nicht verstellen können.

Neu ist der 100 PS-Motortyp (E 6 F). Dieser Motor hat die gleichen Zylinder wie der 70 PS-Typ, es sind nur 2 Zylinder hinzugenommen, so daß 6 Zylinder in einer Reihe stehen. Bemerkenswert ist, daß das Kühlwasser die 3 Zylindergruppen hintereinander durchströmt. Der der Pumpe nächste Doppelzylinderblock erhält demnach das Kühlwasser zuerst. Die folgenden Zylinder erhalten also mehr und mehr angewärmtes Kühlwasser. Da die Pumpe eine verhältnismäßig große Leistung hat, ist der Kühlwasserumlauf ein sehr schneller, und daher ist die Temperaturdifferenz zwischen den in der Reihe ersten und letzten Zylindern keine große, so daß durch diese Hintereinanderschaltung im Kühlwasserumlauf keine nennenswerte Verschiedenheit in der Leistung der einzelnen Zylinder herbeigeführt wird. (Fig. 1 und 2, Tafel VIII.)

Diese Anordnung hat den Vorteil kurzer und einfacher Rohrleitungen.

Bei diesem neuen 6-Zylindertyp befinden sich der Ölbehälter und die Ölpumpe in der Mitte der unteren Kurbel-

kastenhälfte. Im übrigen ist die Konstruktion der Ölpumpe, die das Schmieröl allen Lagern unter Druck zuführt, dieselbe wie bei dem 4-Zylindertyp. Die Anordnung in der Mitte hat den Vorteil, daß die Leistung der Pumpe nicht beeinflusst wird, ob das Flugzeug sich vorn oder hinten neigt.

Die wichtigste Neuerung an diesem Motortyp betrifft die Anordnung der Steuerwelle. Dieselbe ist nicht mehr seitlich, sondern über den Zylindern gelagert und betätigt die Ventile mittels Kipphebels, wobei für jedes Ventil ein besonderer Steuernocken und ein besonderer Kipphebel vorhanden ist. Durch diese Anordnung werden die langen Ventilstangen gespart, und die für jedes Ventil vom Steuernocken bei der Ventillbewegung zu beschleunigenden Massen sind wesentlich geringer. Die Einstellung der Steuerorgane und der tote Gang derselben ist unabhängig von der Temperatur der Zylinder bzw. der Längenausdehnung derselben durch die Wärme. Der Antrieb der Steuerwelle erfolgt durch konische Zahnräder. Die Steuerwelle ist dabei in einem Rohr gelagert, das auf die Zylinder aufgeschraubt ist und nach Lösen von 8 Schrauben entfernt werden kann. Die Ventile können jedoch herausgenommen werden, ohne die Steuerwelle abzumontieren, indem nach Lösen von 2 Schrauben der betreffende Kipphebel auf die Seite geschoben wird.

Für den geschlossenen Einbau des Motors im Flugzeug von Wichtigkeit ist die spitz zulaufende Verlängerung des Kurbelgehäuses am Propellerende der Kurbelwelle. Hierdurch konnte auch das Lager verbreitert bzw. verdoppelt werden, vor allem aber erzielt man eine günstigere Bootsform, wenn der Motor bei direktem Propellerantrieb vorn in ein geschlossenes Boot eingebaut wird.

Es sei bemerkt, daß diese Gehäusekonstruktion schon vor 2 Jahren von *Levasseur* an seinem *Antoinette*-Motor angewandt wurde und es dem Fachmann auffallen mußte, daß die deutschen Motorenkonstrukteure nicht eher diesen Vorteil erkannten.

Der neue Mercedes-Luftschiffmotor der Daimler-Motoren-Gesellschaft leistet normal 240 PS. Dieser Motor hat 8 in einer Reihe gestellte Zylinder. Alle Zylinder haben einen gemeinsamen Vergaser, der in der Mitte angeordnet ist, so daß die beiden äußeren Zylindergruppen einen längeren Gasweg haben als die beiden inneren Zylindergruppen. Dementsprechend muß sich eine kleine Verschiedenheit in den Leistungen ergeben. (Fig. 3 und 4, Tafel VIII.)

Dagegen sind 2 Pumpen für den Wasserumlauf vorgesehen, so daß jede Pumpe 4 Zylinder speist, und zwar sind die beiden Zylinderblocks (je 2 Zylinder sind in einem Block gegossen) parallel geschaltet. Die Kühlwassertemperatur ist daher in allen Zylinderblocks die gleiche beim Eintritt und Austritt.

Damit der Motor im Betriebe von einer Seite bedient werden kann, sind alle Organe — wie Steuerwelle, Vergaser, Pumpe und Zündapparate — auf einer Seite des Kurbelgehäuses angeordnet. Auf der anderen Seite befinden sich von Nebenorganen nur die beiden Ölpumpen. Während die Ölleitungen bei den Mercedes-Flugmotoren durch das Kurbelgehäuse geführt sind, liegen beim Luftschiffmotor die aus Kupferrohr gefertigten Ölleitungen außen. Der Motor macht dadurch einen komplizierten Eindruck.

Der Vergaser ist bei diesem Motor ebenso wie beim 6-Zylinder-Fliegermotor mit 2 Schwimmern ausgerüstet. Während jedoch beim 6-Zylindermotor die Schwimmer hintereinander stehen, stehen sie beim 8-Zylindermotor nebeneinander. Die Anordnung von 2 Schwimmern hat den Vorteil, daß Neigungen auf den Vergaser von geringem Einfluß sind.

Das Kühlwasser wird oben am Zylinderkopf, also an der heißesten Stelle, zugeleitet. Die Wasserpumpen sind beiderseits mit Sauge- bzw. Zuleitungsstutzen versehen. Auch dieser Motor ist mit 2 Zündapparaten ausgerüstet.

Zum Ingangsetzen des Motors ist eine Anlaßvorrichtung angebaut, bestehend aus einer Gemischpumpe, durch die das Gasgemisch direkt den Zylindern zugeführt wird, worauf durch einen Handmagnet die Zündung erfolgt.

Der Motor ist noch mit einem Tourenregulator ausgerüstet, der durch einen Handhebel auf die gewünschte Tourenzahl eingestellt werden kann.

Die Neue Automobil-Gesellschaft baut jetzt ebenfalls 3 verschiedene Motortypen. Außer dem älteren

werden
Aus-
rungs,
)
rt der
e Zy-
stehen
Be-
d der
h die
s um
t 1/2,

weiter
Hier-
auch
er die
g sind
selben,
näßige
lünner
mantel,
als bei
. Die
reicht,
. Die
kupfer-
nungs-
Guß-
ch die

bildet.
eigung
Durch
das Öl
eils ge-
ir jede
Rohres
eßende
l halb-
anden
feln in
Öl aus
ich bel
n nicht

ichte
fächer-
älteren
ihren
rch die
kühlten
otoren
nd sind
ch mit
wie die
ren mit
außer-
heinlich
nn der
nd nur
Touren
5/60 PS
(60 kg).
ertigem
l Kühl-
otoren.
notoren
ertigem
der be-
ppelt so

uß sind
Zwei
linder
dem
egen

die
selb
von W.
treter für

Österreichischen Daimler-Motoren-Gesellschaft ausgestellt.
(Zeichnung und Beschreibung siehe Heft 1, 1911, S. 10, Fig.
44—47.)

Die Rheinischen Aerowerke bauen 6 Typen
von stehenden Motoren. Der kleinste Typ hat 4 Zylinder
(120 · 140) und leistet 60/75 PS. Der nächste Typ mit 6 Zy-
lindern gleicher Abmessung leistet 90/110 PS. Der dritte
Typ hat 8 Zylinder gleicher Bohrung und leistet 120/140 PS.

Zustand. Letzterer Motor wiegt
kannte französische 3 Zylinderka
großer Leistung. (Fig. 16—17, Taf

Die Zylinder aus einem feinkör
mit Rechteckgewinde in das Gehä
besondere Klemmschrauben an be
sorgen dafür, daß diese vollkommen a
Gehäuse festsitzen und sichern sie gl

ist die C
rend an
vorricht
Innen-F.
gewöhnl
auf das
tätigend
der aktiv
ein Herr
die Hint
schnelles
Luftzust
nicht un
längerun
herigen
außerord
einem B
beweglich
zögerung
der Schu
auszuglei
unterhall
zweites a
dient der
Anordnu
Aufhäng
übrige A
sei nur n
von der
zwecke z

Die ,

Von 1

Die
ihre sämt
aus. Da
schrieben
sollen hic
besproche

Bei
im wesen
ist nur d
und die
gehäuse,
befindlich
durch auc
mit der F

Beacl
dachte K
besserung
pressionsh
Feststellu
Erschütte:

Neu
die gleiche
der hinzu
Bemerken:
hintereina
zylinderbl
folgenden
Kühlwass
stung hat,
daher ist
ersten und

Hintereinanderschaltung im K
werte Verschiedenheit in der l
herbeigeführt wird. (Fig. 1 un

Diese Anordnung hat der
Rohrleitungen.

Bei diesem neuen 6-Zyl
behälter und die Ölpumpe in

keine nennens-
den Zylinder

und einfacher

sich der Öl-
teren Kurbel-

Gasgemisch direkt den Zylindern zugeführt wird, worauf durch
einen Handmagnet die Zündung erfolgt.

Der Motor ist noch mit einem Tourenregulator ausge-
rüstet, der durch einen Handhebel auf die gewünschte Touren-
zahl eingestellt werden kann.

Die Neue Automobil-Gesellschaft baut
jetzt ebenfalls 3 verschiedene Motortypen. Außer dem älteren

er-
deser

ichtung

Motortyp (F III), welcher eine Verbesserung des Flugmotors der Gebr. Wright darstellt (Beschreibung s. Heft 7, 1910, S. 82 u. 83, Fig. 2 u. 3), und dem neuen Typ mit 4 Zylindern (Katalog, Type F III) wird noch der Typ F IV mit 6 Zylindern geliefert. Bei diesen beiden neuen Typen sind Bohrung und Hub gleich (135 · 160). Der 4-Zylindermotor leistet 95 PS und der 6-Zylindermotor 150 PS.

Die Zylinder sind bei den NAG.-Motoren, abgesehen vom Deckel, innen und außen bearbeitet, so daß gleiche Wandstärken erreicht werden. Hierdurch wird ein Verziehen der Zylinder sicher vermieden, andererseits geht aber die dichte Gußhaut auf beiden Seiten verloren, und da im Zylinder bei der Explosion ein Druck von fast 30 Atm. herrscht, ist bei bestem Grauguß anzunehmen, daß Gase durch die Zylinderwand in den Kühlwasserraum entweichen. Wegen der hohen Beanspruchung des Explosionsraumes werden die Zylinder konisch gedreht, so daß die Wandstärke nach dem Zylinderdeckel zunimmt. Die Kühlmäntel sind aus gewelltem Kupferblech hergestellt. Es ergeben sich somit oben und unten Dichtungsflächen. (Fig. 7—10, Tafel VIII.)

Beachtenswert ist die gute Durchbildung der Kühlung der Ventile. Die Führung der Ventilstange ist durch ihre ganze Länge von Kühlwasser bespült. Bei der Pumpe für das Kühlwasser ist die Lagerung derselben unterm Kurbelgehäuse beachtenswert, während sich die beiden Magnet-Zündapparate in ziemlicher Entfernung darüber befinden. Falls die Pumpe also leak wird, kann kein Wasser auf die Zündapparate tropfen.

Die Steuerung der Ventile ist dieselbe geblieben, indem jedes Ventil mit besonderen Nocken und besonderer Stange mit Kipphebel betätigt wird. Verbessert dagegen ist die Vorrichtung zum Offenhalten der Ventile zwecks Außerbetriebsetzung des Motors. Die Stange mit den Knaggen, welche die Ventilstößel in der höchsten Stellung auffangen, wenn der Motor abgestellt werden soll, ist jetzt innerhalb des Gehäuses gelagert, und nur der Hebel zur Betätigung dieser Stange befindet sich außen am Gehäuse.

Bei der Konstruktion der Ventile ist die Befestigung der Scheibe für die Ventildfedern sehr schön durchdacht. Die Konstruktion ist durch die Hilfsfigur 10 ohne weiteres klar. Damit bei dem Auseinandernehmen eines Ventils, z. B. zwecks Ersatz einer Ventildfeder, das Ventil selbst nicht in den Zylinder fallen kann, ist der Ventilschaft mit einer kleinen Bohrung versehen, durch die ein Splint gesteckt wird.

Die Ölung erfolgt auch hier durch eine, im Kurbelkasten angebrachte Ölpumpe, die das Öl in ein seitliches Verteilungsrohr drückt, von dem aus die 5 bzw. beim 6 Zylindermotor die 7 Lager geschmiert werden. Das aus den Lagern austretende Öl gelangt in die Ölfangrinne, die an den Kurbelarmen angeschraubt sind, und von diesen in die Kurbelzapfen bzw. Köpfe der Pleuelstangen.

Sämtliche Zylinder, auch beim 6-Zylindermotor, werden durch einen Vergaser gespeist. Bei diesem ist noch bemerkenswert, daß die vorgewärmte Luft reguliert werden kann.

Beim Luftschiffmotor der N. A. G., der bekanntlich vielfach in Parseval-Luftschiffe eingebaut wird, ist als wesentliche Neuerung nur die Konstruktion der Zylinder hervorzuheben, indem Zylinder und Kühlmantel aus einem Stück hergestellt sind. (Fig. 5, Tafel VIII.)

Das Schwungrad des Luftschiffmotors ist mit einer Lamellenkupplung ausgerüstet (Beschreibung und Zeichnung der N. A. G.-Luftschiffmotoren siehe in dieser Zeitschrift Jahrgang 1910, Heft 10, S. 120 u. 124, Tafel VII, Fig. 1—3).

Von Motoren mit stehenden Zylindern waren neben den bekannten Argus-Motoren (Beschreibung und Abbildungen siehe Heft 16, Tafel VIII, Fig. 15 u. 16, Jahrgang 1911) die Motoren der Rheinischen Aerowerke in Düsseldorf, der Dixi-Motoren-Gesellschaft und von W. Schröter-Delitzsch ausgestellt. Durch ihren Vertreter für Berlin, O. Trinks, war der neueste Flugmotor der Österreichischen Daimler-Motoren-Gesellschaft ausgestellt. (Zeichnung und Beschreibung siehe Heft 1, 1911, S. 10, Fig. 44—47.)

Die Rheinischen Aerowerke bauen 6 Typen von stehenden Motoren. Der kleinste Typ hat 4 Zylinder (120 · 140) und leistet 60/75 PS. Der nächste Typ mit 6 Zylindern gleicher Abmessung leistet 90/110 PS. Der dritte Typ hat 8 Zylinder gleicher Bohrung und leistet 120/140 PS.

Mit Zylindern von 140 mm Bohrung und 160 mm Hub werden ebenfalls 3 Typen mit 4, 6 und 8 Zylindern gebaut. Ausgestellt waren jedoch nur Motoren mit 120 mm Bohrung, und zwar mit 4 und 6 Zylindern. (Fig. 15, Tafel VIII.)

Bei der Herstellung der Zylinder ist bemerkenswert der aus Eisenblech aufgeschweißte Kühlmantel, während die Zylinder selbst aus Grauguß bestehen. Die Zylinder stehen gegen die Mitte des Kurbelgehäuses versetzt (desaxial). Bekanntlich wird hierdurch die Kolbenreibung während der Explosionsperiode wesentlich vermindert, und dadurch die effektive Motorleistung bei sonst gleichem Verhältnis um ca. 2% vermehrt. (Näheres siehe Jahrgang 1910, Heft 1/2, S. 15 u. 16.)

Bei den Kühlmänteln fällt noch auf, daß dieselben weiter als sonst bei Flugmotoren nach unten ausgedehnt sind. Hierdurch wird die Abkühlung der Zylinder verbessert, wenn auch das Gewicht der Zylinder etwas größer wird. Da aber die Kühlmäntel, weil aus Blech hergestellt, sehr dünnwandig sind und da man auch die Wandungen der Zylinder (weil dieselben, ehe der Kühlmantel aufgesetzt ist, auf ihre gleichmäßige Stärke und Dichtigkeit kontrolliert werden können) dünner halten kann als bei Motoren mit angegossenem Kühlmantel, ergibt sich doch noch ein geringeres Zylindergewicht, als bei Zylindern mit kurzem Kühlmantel aus einem Stück. Die Zylinder sind außen, so weit der Verbrennungsraum reicht, nicht abgedreht, um die dichte Gußhaut zu erhalten. Die Herstellung der Kühlmäntel aus Eisenblech statt aus Kupferblech stellt eine Verbesserung dar, da der Ausdehnungskoeffizient von Kupfer ein weit größerer ist als von Gußeisen, es können daher bei ungleicher Ausdehnung durch die Wärme Undichtigkeiten entstehen.

Sehr gut ist bei diesen Motoren die Ölung durchgebildet. Es ist eine verbesserte Tauchölung, wobei auf die Neigung des Motors in jeder Richtung Rücksicht genommen. Durch eine unten im Gehäuse angebrachte Ölpumpe wird das Öl nach einem durch die ganze Länge des Gehäuseoberteils geführten Ölverteilungsrohr gedrückt. Dieses Rohr hat für jede Ölstelle eine Austrittsöffnung, die durch Drehen des Rohres eingestellt werden kann. Das aus den Lagern ausfließende Öl gelangt in den Gehäuseunterteil. Hier sind soviel halbkreisförmige Ölkänaäle vorgesehen, als Kurbelzapfen vorhanden sind. Die Köpfe der Pleuelstangen sind mit Ölschöpfeln in Form gebogener Röhrchen ausgerüstet, welche das Öl aus den Kanälen auffangen. Es ist einleuchtend, daß auch bei geneigter Stellung des Motors das Öl aus den Ölkänaelen nicht ganz ausfließen kann.

Als weitere Typen bauen die Aerowerke extra leichte wassergekühlte Flugmotoren mit stern- und fächerförmiger Zylinderanordnung, welche Schwestertypen der älteren luftgekühlten Motoren dieser Firma darstellen und in ihren Hauptteilen, mit Ausnahme der Zylinder und der durch die Wasserkühlung bedingten Abweichungen mit den luftgekühlten Motoren identisch sind. Auch diese wassergekühlten Motoren laufen ebenso wie die luftgekühlten in Schräglage und sind für verschiedene Spezialzwecke bereits wiederholt auch mit vertikaler Welle laufend geliefert worden. Ebenso wie die luftgekühlten werden auch diese wassergekühlten Motoren mit 1—5 Zylinder gebaut. Sie fallen besonders durch ihr außerordentlich geringes Gewicht auf und sind wahrscheinlich zurzeit die leichtesten Flugmotoren, denn der 3-Zylindermotor, welcher in betriebsfertigem Zustand nur 40 kg wiegt, zeigt eine Dauerleistung von 30 PS bei 1500 Touren und der 5 Zylindermotor wiegt bei einer Leistung von 50/60 PS bei derselben Tourenzahl nur noch ca. 1 kg pro PS (60 kg). Diese wassergekühlten Motoren sind also in betriebsfertigem Zustand einschließlich des Gewichts von Kühler und Kühlwasser noch leichter als die französischen Rotationsmotoren. Das Gewicht beträgt bei den luftgekühlten 3 Zylindermotoren 44 kg und bei den 5 Zylindermotoren 71 kg in betriebsfertigem Zustand. Letzterer Motor wiegt also ebensoviel als der bekannte französische 3 Zylinderkanaltyp bei fast doppelt so großer Leistung. (Fig. 16—17, Tafel VIII.)

Die Zylinder aus einem feinkörnigen Spezialgrauguß sind mit Rechteckgewinde in das Gehäuse eingeschraubt. Zwei besondere Klemmschrauben an beiden Seiten der Zylinder sorgen dafür, daß diese vollkommen dicht schließend auf dem Gehäuse festsitzen und sichern sie gleichzeitig keilartig gegen

Verdrehen. Diese Anordnung bedeutet eine wesentliche Gewichtsparsnis gegenüber der Flanschenverbindung und hat den weiteren Vorteil, daß die Zylinder in ihrem ganzen Umfange den Explosionsdruck auf das Gehäuse übertragen. Die sonst bei der Flanschenverbindung häufig auftretenden Zylinderbrüche in der Nähe der Befestigungsschrauben sind bei dieser Konstruktion gänzlich ausgeschlossen, denn die tragende Fläche, welche den Explosionsdruck aufnimmt, ist mehr als doppelt so groß wie die bei der sonst üblichen Flanschenbefestigung.

Die Bleuelstangen dieser Motoren sind nicht gegabelt, sondern an ihrem unteren Kurbelende T-förmig ausgebildet, so daß der Explosionsdruck jedes Zylinders auf die ganze Länge des Kurbelzapfens übertragen wird, auf dem sich hier ein starkes Bronzelager dreht. Die sämtlichen Bleuelstangen werden durch zwei bronzegefüllte Stahlringe zusammengehalten.

Das sich sonst im Gehäuse sammelnde Öl fließt in den Ölbehälter ab, von wo es durch einen Filter wieder von der Pumpe aufgenommen wird.

Der *Dixi-Flugmotor* zeichnet sich durch einen langen Hub aus, was für die Brennstoffausnutzung günstig ist. Die Ölpumpe ist beim Dixi-Motor als Kolbenpumpe ausgebildet, die durch einen, etwa in der Mitte der Kurbelwelle aufgesetzten Exzenter von großem Durchmesser betätigt wird.

Während das Einlaßventil oben auf dem Zylinderdeckel angeordnet ist, steht das Auslaßventil seitlich am Zylinder. Dadurch werden wohl die Kipphebel zur Betätigung der Auslaßventile gespart und die Ventilstößel fallen sehr kurz aus. Es sind also durch die Steuernocken geringere Massen zu beschleunigen; es ergibt sich aber die Notwendigkeit, seitlich am Zylinder besondere Ventilkammern anzuordnen. Dadurch erhält der Kompressionsraum eine ungünstige Form und eine große Oberfläche. Demgemäß wird die Entzündung sich nicht so schnell durch das ganze Gasgemisch fortpflanzen, und es wird mehr Wärme an das Kühlwasser abgegeben, der Wirkungsgrad also verschlechtert. (Fig. 13, Tafel VIII.)

Fast alle anderen Motoren mit stehenden Zylindern, die auf der Ausstellung zu sehen waren, hatten beide Ventile im Zylinderdeckel angeordnet, wenn nicht die Steuerung durch ein gemeinsames Ventil erfolgt. Es scheint demnach, daß der Vorteil des günstigen Kompressionsraumes mehr und mehr erkannt und gewürdigt wird. Beim Dixi-Motor sind die beiden Zylindergruppen bezüglich des Kühlwassers umlaufs hintereinander geschaltet. Die eine Zylindergruppe erhält daher das von der anderen Zylindergruppe vorgewärmte Wasser. Bei sehr schnellem Wassenumlauf, wie er sich für Flugzeugmotoren schon deshalb empfiehlt, um mit einem kleinen und leichten Kühler und mit geringer Kühlwassermenge auszukommen, ist dieser Nachteil unerheblich.

Bemerkenswert ist bei der Konstruktion des Vergasers die Selbsteinstellung des Schwimmers (s. Fig. 14). Der Schwimmer kann hierbei um eine Achse quer zur Längsachse des Motors (Flugrichtung) schwingen. Als Achse dient einerseits das Zuführungsrohr *B* für das Benzin nach dem Schwimmer, andererseits der vom Schwimmer nach der Benzindüse führende Rohransatz. Durch ein Pendel *P* soll der Schwimmer stets vertikal gehalten werden. Der Konstrukteur hat dabei übersehen, daß ein Pendel nicht nur der Schwerkraft, sondern auch der Trägheit unterworfen ist. Daher wird auch das Pendel ausschlagen und damit der Schwimmer verstellt werden, wenn das Flugzeug seine Geschwindigkeit ändert. Schädlich wird diese Pendelwirkung auf den Schwimmer und damit den Vergaser, wenn das Flugzeug beim Aufsteigen seine Geschwindigkeit vermindert.

Bei den neuen Dixi-Motoren ist man daher zur festen Anordnung des Schwimmers zurückgekehrt.

Von Motoren mit fächerförmiger Anordnung der Zylinder waren noch außer den kleineren Motortypen der Rheinischen Aerowerke die *Riedl-Motoren* ausgestellt. Diese Motoren sind in ihrer Konstruktion dem bekannten Motortyp von *Esnault-Pelterie* ähnlich. Nur sind aus Gründen der leichteren Herstellung die Zylinder nicht in einem Stück mit dem Deckel, sondern geteilt hergestellt. Die Befestigungsbolzen für die Zylinder sind ähnlich wie beim alten *Dion-Bouton-Motor* bis zum Zylinderdeckel durchgeführt, um gleichzeitig diese zu halten. (Fig. 25, Tafel VIII.)

Von *Umlaufmotoren* waren 4 Typen ausgestellt. Zunächst der Motor »*Stahlherz*« von *Schwade & Co.* (Fig. 24, Tafel VIII). Dieser Motor entspricht im wesentlichen dem bekannten *Gnome-Motor*. (Beschreibung und Zeichnung des »*Gnome*« siehe Jahrgang 1910, Heft 19 und folgende.)

In mehrfacher Hinsicht weist dieser Motor gegenüber dem *Gnome* Verbesserungen auf. So bildet der Lagerblock für den Kipphebel des Auspuffventils ein Stück mit dem Ventilsitz. Das Einlaßventil ist — wie beim *Gnome* — im Kolben eingebaut. Bei einer anderen Ausführung sind 2 Einlaßventile in einer Ventilkammer des Kolbens gegenüberliegend angebracht, und zwar quer zur Zylinderachse. Dadurch ist es nicht notwendig, die Ventile durch Gegengewichte auszubalancieren; andererseits entsteht aber der Nachteil, daß der Ventilschaft durch die Zentrifugalkraft stark gegen seine Führung gepreßt wird. Dann hat das Ventil auch beim Öffnen die Tendenz zu kippen bzw. sich schräg zu stellen, weil ja die aus der Führung herausgeschobene Seite mit zunehmendem Ventilhub immer schwerer wird und daher auch der Zentrifugalkraft entsprechend stärker unterworfen ist. Schließlich sei auch der Nachteil erwähnt, daß bei dieser Ventilanordnung der Kolben eine sehr große, Wärme aufnehmende Fläche erhält. (Fig. 26, Tafel VIII.)

Der *Umlaufmotor* von *Delfosse* lehnt sich ebenfalls in seiner Konstruktion an den bekannten *Gnome-Motor* an. Auch hier ist das Einlaßventil in Kolben angeordnet, hat aber eine andere Konstruktion als beim *Gnome*, indem nicht ein doppeltes, sondern nur ein einfaches Gegengewicht vorhanden ist. Die Ventilschließfeder wirkt dabei auf das Gegengewicht. Durch eine Schraube kann die Feder genau eingestellt werden. (Fig. 22—23, Tafel VIII.)

Beim Auslaßventil wirkt der Ventilstößel als Gegengewicht. Zur Steuerung der Ventile sind soviel besondere Steuerwellen als Zylinder vorhanden. Dabei bildet der Steuernocken mit dem Antriebszahnrad ein Stück. Die Steuerwellen sind ebenso wie das Gehäuse auf der feststehenden Kurbelwelle in Kugellagern gelagert.

Diese beiden Firmen liefern die Motoren wie die Firma *Gnome* mit 7 und 14 Zylindern.

Die Firma *Georg Hoffmann-Frankfurt a. M.* baut ebenfalls einen *Umlaufmotor* ähnlich dem *Gnome*, und zwar außer mit 7 und 14 auch mit 9 und 18 Zylindern.

Der *Novus-Motor* der Firma *Horch & Cie.* unterscheidet sich vom *Gnome-Motor* namentlich durch die Anordnung der Ventile, indem sowohl Ein- und Auslaßventile auf dem Zylinderdeckel angeordnet und zwangsläufig gesteuert sind. Es sei hierbei daran erinnert, daß auch die Fabrikanten des *Gnome-Motors* und die Firma *Rossel-Peugeot* (s. Fig. 41 u. 42, Heft 9, Jahrgang 1911) diese Ventilkonstruktion bei ihren *Umlaufmotoren* ausgeführt haben.

Beim *Gnome-Motor* wurde diese Ausführung aufgegeben, weil die Leistung des Motors trotz gesteuerten Einlaßventils gegenüber der Ausführung mit selbsttätigem Ventil im Kolben erheblich zurückging, was wohl richtig darauf zurückgeführt wurde, daß bei letzterer Ausführung die Zentrifugalkraft die Zylinderfüllung unterstützt. Der Motor von *Rossel-Peugeot* hat sich bis jetzt in Frankreich gegenüber dem *Gnome-Motor* nicht einführen können.

Der Motor von *Horch* wird in zwei Ausführungen gebaut, einmal wie der *Gnome-Motor* mit feststehender Kurbelwelle, das andere Mal für den Antrieb von 2 Propellern mit in entgegengesetzter Richtung als die Zylinder umlaufender Kurbelwelle. Bei der letzteren Ausführung ergibt sich eine geringere Umdrehungsgeschwindigkeit der Zylinder, daher auch geringere Zentrifugalkräfte und eine wesentliche Verminderung der Corioliskraft (s. Jahrgang 1911, Heft 1, S. 5—9, und Aufsatz: *Umlaufmotoren*).

Der neue *Umlaufmotor* von Ingenieur *Bucherer*, dessen ältere Konstruktion bereits eingehend in dieser Zeitschrift beschrieben wurde (s. Heft 6, S. 76 u. 77, und Heft 7, S. 86—88, Tafel III, Fig. 6—15, Jahrgang 1911) war ebenfalls ausgestellt.

Die neuere Konstruktion wird in einem späteren Aufsatz ausführlich beschrieben werden.

Einen Motor mit stehenden Zylindern stellte noch die Firma *Wunderlich* aus. Auch dieser Motor hat die

Ventile im Zylinderkopf angeordnet, und ähnelt in seiner Konstruktion dem Argus-Motor.

Von den Flugmaschinenwerken Gustav Otto, die seit einiger Zeit Motoren nach System Geisenhof bauen, waren 4 und 6 Zylindermotoren ausgestellt. Der Zylinderblock besteht nicht aus einem einzigen Gußstück, sondern jeder einzelne Zylinder ist für sich gegossen und bearbeitet. 2, 4 oder 6 Zylinder werden an den auf einer Schleifmaschine genauest geschliffenen Seitenflächen aneinandergereiht und zu einem Block vereinigt. Jeder Zylinder ist sofort gegen einen anderen auswechselbar. Die Saugrohrleitung ist mit in den Zylinder eingegossen, um durch Erwärmung der angesaugten Gase ein Vereisen zu verhindern, denn die Gasleitung wird durch das warme Kühlwasser des Motors bespült, was eine hohe Gleichmäßigkeit des eintretenden Gemisches und sichere Zündung bewirkt. Durch die gedrungene Aneinanderreihung von Zylinder an Zylinder wird die Baulänge des Motors sehr kurz, was namentlich beim 6 Zylindermotor besonders auffällt.

Alle vorher beschriebenen Motoren sind mit normalen Ventilen ausgerüstet, mit Ausnahme des kleinen 3 Zylindermotors der Rheinischen Aerowerke, welcher, wie der Motor der bekannten Schweizer Maschinenfabrik Örlikon, mittels Schieberventil gesteuert wird. Diese Ventilkonstruktion wurde mit ihren Vor- und Nachteilen bereits in Heft 3 u. 4 des Jahrgangs 1910 dieser Zeitschrift (S. 34—38, Fig. 12—25) eingehend besprochen. Es sei nur kurz noch auf die Hauptnachteile hingewiesen, nämlich daß alle diese Konstruktionen, wobei Ein- und Auslaß durch gemeinsames Ventil gesteuert werden, einen großen Ventilhub erfordern, demzufolge erfordert die Schließbewegung des Ventils eine längere Zeit bzw. die Kurbelwelle beschreibt während der Zeit, die für die Schließbewegung des Ventils erforderlich ist, einen größeren Winkel. Der Kolben hat daher auch schon einen größeren Weg zurückgelegt, und es kann daher ein Teil der angesaugten Gase infolge des bereits beginnenden Überdrucks herausgedrückt werden. Leitet man, um Gasverluste zu vermeiden, die Schließbewegung eher ein, so herrscht noch Unterdruck im Zylinder und das Saugvolumen desselben wird nicht voll ausgenutzt bzw. es werden bei der Übergangstellung des Ventils, wobei der Schieber wieder die Auslaßöffnungen aufdeckt, Abgase wieder zurückgesaugt bzw. mit Abgasen geschwängerte Luft. Bei der Übergangstellung des Ventils von der Auspuffperiode zur Saugperiode kann dasselbe eintreten oder, was schlimmer wäre, wenn die Umschaltung des Ventils eingeleitet wird, ehe der Überdruck aus dem Zylinder ganz entwichen ist, können Auspuffgase in die Saugkammer bzw. in die Leitung für das frische Gasgemisch gedrückt werden, die dann natürlich wieder in den Zylinder gesaugt werden. Hieraus ergibt sich, daß diese Motorenkonstruktion einen schlechteren volumetrischen Wirkungsgrad hat und eventuell Benzingas durch den Auspuff unbenutzt verloren geht, wodurch der Brennstoffverbrauch im Verhältnis zur Leistung steigt.

Bei dem Motor von Örlikon werden diese Nachteile dadurch wesentlich herabgemindert, daß die Zylinder mit einem freien Auspuff versehen sind, der vom Kolben im inneren Totpunkt aufgedeckt wird. Durch diese Auspufflöcher entweicht der größte Teil der Abgase, nur der Rest wird vom Kolben durch das Ventil herausgedrückt. Da diese Gase nur einen geringen Überdruck haben, können nur wenig Auspuffgase am Schieber vorbei in den Saugkanal strömen, wodurch das frische Gasgemisch verschlechtert würde. Ventil und Schieber werden auch weniger erhitzt. Hierbei sei auf einen Vorteil des kombinierten Ventils hingewiesen, nämlich auf die Abkühlung desselben durch die kalten, frischen Gase.

Der freie Auspuff hat bei Flugzeugmotoren den Vorteil, daß durch denselben am Ende der Saugperiode Luft in den Zylinder strömen kann, so daß sich der Zylinder vollständig füllt. Wird auf diese Zusatzluft bei der Einstellung des Vergasers Rücksicht genommen, d. h. liefert derselbe ein überreiches Gasgemisch, so wird der volumetrische Wirkungsgrad verbessert. Daß Auspuffgase durch den freien Auspuff wieder zurückgesaugt werden, ist bei Flugmotoren sehr unwahrscheinlich, weil die Auspuffgase eine Kurbelumdrehung vorher ausgeströmt sind, sich also bereits in der Luft verteilt haben.

Der freie Auspuff hat aber den großen Nachteil, daß ein solcher Motor nur in sehr engen Grenzen bezüglich Leistung

und Tourenzahl variabel ist, denn drosselt man den Gaseinlaß, so strömt eben durch den freien Auspuff am Ende der Saugperiode entsprechend mehr Luft ein, wodurch das Gasgemisch bald so verdünnt wird, daß es nicht mehr zündfähig ist. Diese Nachteile des Ventilschiebers dürften die Veranlassung gewesen sein, daß fast alle Fabriken, die denselben aufgenommen hatten, ihn nach einiger Zeit wieder aufgaben. Das bekannteste Beispiel hierfür ist die Firma Esnault-Pelterie.

Der Motor von Örlikon fällt noch durch andere Eigentümlichkeiten auf; vor allem durch die offene Lagerung der Kurbelwelle. Man könnte ja annehmen, daß bei einem Flugzeug- und Luftschiffmotor der Getriebekasten nicht notwendig ist, weil ja der Motor nicht, wie der Automobilmotor auf der staubigen Landstraße, sondern in der staubfreien Höhenluft arbeitet. Dem ist jedoch entgegenzuhalten, daß das Flugzeug durch den Propellerwind beim Start sehr viel Staub aufwirbelt, und wenn auch beim vorn liegenden Motor der vom eigenen Propeller erzeugte Staub nicht in den Motor gelangt, so ist es doch mit dem von anderen benachbarten Flugzeugen aufgewirbelten Staub der Fall. Schon aus diesem Grunde ist daher auch für das Flugzeug ein staubsicherer Abschluß des Getriebes zu empfehlen.

Noch wichtiger ist aber die Frage der Ölung. Eine sichere Ölung der Kurbelzapfen, Bleuel und Zylinder mit sparsamem Ölverbrauch ist wohl nur mit abgeschlossenem Getriebekasten durchzuführen. Da beim Örlikon-Motor die Bleuelstangen mit Kugellagern ausgerüstet sind, so glaubt der Konstrukteur, auf eine besondere Durchbildung der Ölung für diese Lager verzichten zu können. Ob er hiermit recht hat, dürften die Erfahrungen des Dauerbetriebes ergeben.

Aber auch im übrigen muß das Kugellager auf dem Bleuelzapfen im Kolben Bedenken erregen, namentlich deshalb, weil dadurch das Gewicht der hin- und hergehenden Massen erheblich vermehrt wird, und dies gerade sucht man, um geringe Lagerdrücke zu erhalten und mit der Tourenzahl möglichst hinaufgehen zu können, nach Möglichkeit zu verringern.

Obwohl der Konstrukteur in sehr geschickter Weise die Anordnung des Kugellagers so getroffen hat, daß die Wärmeüberleitung vom heißen Kolbenboden auf das Kugellager möglichst vermieden wird und letzteres eine große Abkühlungsfläche der Luft bietet, dürfte das Kugellager doch zu warm werden, um dauernd gut ohne Ölung funktionieren zu können.

Zu loben ist bei dem Motor von Örlikon der große Hub im Verhältnis zum Durchmesser, weil dadurch die Explosionsgase besser ausgenutzt werden. Da die Wassermäntel fast über die ganze Lauffläche der Zylinder reichen, werden dieselben sehr gut gekühlt. Günstig für den Wirkungsgrad der Propeller ist auch die verhältnismäßig niedrige Tourenzahl der Örlikon-Motoren. (Fig. 19—21, Tafel VIII.)

Der neue, von Ingenieur Schneeweis-München konstruierte ventillose Motor war nur in einer Zeichnung ausgestellt, die den Motor in den äußeren Umrissen darstellte. Es handelt sich um einen Motor mit 4 in Reihe angeordneten stehenden Zylindern, wobei die Steuerung durch einen Ringschieber erfolgt. Der Schieber reicht jedoch nicht, wie bei dem bekannten ventillosen Knight-Motor, durch die ganze Länge der Zylinder, um vom Kurbelkasten her betätigt zu werden, sondern der Schieber ist nur wenig länger als der Kompressionsraum und wird von seitlich an den Zylindern gelagerter Steuerwelle mittels Schwinghebel betätigt.

Von Motorteilen, die auf der »Ala« ausgestellt waren, sind die Aluminiumkolben und Bleuelstangen der Firma Basse & Selve bemerkenswert. Die Ausführung dieser Teile ist eine sehr saubere, und bezüglich Herabminderung des Gewichtes, namentlich da es sich um hin und her schwingende Massen handelt, sind diese leichten Kolben und Bleuelstangen als ideal zu bezeichnen. Wie sich diese Teile, vor allem die Kolben, im Dauerbetrieb bewähren, ob nicht die Abnutzung zu groß ist oder gar bei vorübergehender schlechter Ölung ein Zerreißen der Kolben und Bleuelstangen oder ein Verbiegen der letzteren zu befürchten ist, kann nur der Dauer-versuch beweisen. Soweit dem Verfasser bekannt geworden, hat keine der ausstellenden Motorenfirmen diese leichten Kolben und Bleuelstangen in Benutzung.

Igo Etrich, der Konstrukteur des Flugzeugs »Taube«, hatte über Versuche mit Aluminiumkolben am französischen Clerget-Motor dem Verfasser ungünstige Erfahrungen berichtet.

Von sonstigen wichtigen Motorteilen sind die Kugellager zu erwähnen, und waren auf der »Ala« fast alle großen Kugellager-Fabriken vertreten. So die Deutschen Waffen- und Munitionsfabriken, Fichtel & Sachs, Riebeck-Kugellagerfabrik u. a. Namentlich die Ausstellung der letzteren Fabrik wurde sehr beachtet, um so mehr, als der Gründer und Leiter dieser Firma, Ingenieur Riebeck, der ursprüngliche Erfinder des modernen Kugellagers ist, das zuerst durch ihn und Professor Striebeck bei den Deutschen Waffen- und Munitionsfabriken zur vorzüglichen Durchbildung gelangte, welche Kugellager bekanntlich für fast alle späteren Konstruktionen vorbildlich gewesen sind.

Von Motorzubehörteilen sind die neuen Kühlerkonstruktionen der Firmen Hans Wunderlich-Berlin und Haegeler & Zweigle-Eßlingen beachtenswert. Der von Ingenieur Hoyer konstruierte »Hazer«-Kühler dieser Firma stellt insofern ein neues Konstruktionsprinzip für Flugzeugkühler dar, als der Kühler aus einzelnen Elementen zusammengesetzt wird. Dadurch wird die Anordnung am Motor bzw. Flugzeug erleichtert und man hat die Möglichkeit, den Kühler nachträglich zu vergrößern oder zu verkleinern, um die Kühlwirkung zu ändern, z. B. unter Berücksichtigung der Außentemperatur der Luft bzw. Jahreszeit. Ebenso lassen sich Reparaturen bequem und schnell durchführen.

An den Enden der Sammelrohre erhalten die einzelnen Elemente des Hazer-Kühlers nach innen verlegte Konusse, in welche zwecks Verbindung lose Verbindungskonusse aus gezogenem und abgedrehtem Messingrohr eingeführt werden. Ein- und Auslaufrohre sind auf die gleiche Art hergestellt und können an beliebigen Stellen zwischen die einzelnen Elemente geschaltet werden, was für eine bequeme Montage besonders wichtig ist. Abgeschlossen werden die Sammelrohre des Kühlers an den Enden gleichfalls durch konisch gearbeitete Verschlußstücke, welche durch Flansche festgehalten werden. Das Ganze wird mittels Spannschrauben derart verbunden, daß diese Schrauben sowohl durch die Endflansche als auch durch eine Anzahl an jedem Element befindlicher Ösen geführt werden.

Zusammenstellung der Motoren, Zylinderabmessungen, Gewicht, Leistung.

Fabrikant	Zyl.-Zahl	Bohrung	Hub	Umdrehung	Leistung	Gewicht
Argus-Motoren-Gesellschaft	4	124	130	1250	50 PS	130 kg
» » »	4	124	130	1250	70	115
» » »	4	140	140	1250	100	132
Daimler-Motoren-Gesellschaft	4	110	140	1250	45	95
» » »	4	120	140	1250	65	125
» » »	6	120	140	1200	100	175
» » »	8	175	165	1100	240	?
Neue Automobil-Gesellschaft	4	118	100	1500	55	95
» » »	4	135	160	1200	95	160
» » »	6	135	160	1200	150	228
Österr. Daimler-Motoren-Gesellschaft	4	120	140	1350	65	105
» » »	6	130	175	1200	120	190
Dixi-Motoren-Fabrik Eisenach	4	100	140	1400	50	90
» » »	4	120	170	1300	75	140
» » »	4	140	200	1200	100	205
Rheinische Aero-Werke	3	110	130	1500	30	40
» » »	5	110	130	1500	50	60
» » »	4	120	140	1300	60	95
» » »	4	140	160	1250	100	130
» » »	6	120	140	1300	90	135
» » »	6	140	160	1250	150	185
» » »	8	120	140	1300	180	155
» » »	8	140	160	1250	200	220
Riedl-Motoren-Gesellschaft	7	110	120	1200	75	?
Maschinenfabrik »Örlikon«	2	100	200	1000	50	80

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. B. 61 755. Flugzeug mit nach rückwärts sich erstreckenden, übereinander angeordneten Flügeln; Zus. z. Anm. B. 58 121. Blair Atholl Aeroplane Syndicate Ltd., London; Vertr.: H. Cammer, Pat.-Anw., Berlin SW 68. A 2. 4. 10, E 18. 6. 12.

77 h. V. 8813. Quer zur Flugrichtung gewölbte Tragfläche für Flugzeuge. Max Voigtritter, Berlin, Freienwalderstr. 20. A 9. 10. 09, E 18. 6. 12.

77 h. V. 8829. Abflugvorrichtung für Flugzeuge. Max Voigtritter, Berlin, Christianstr. 8. A 10. 10. 09, E 18. 6. 12.

77 h. St. 16 793. Steuer für Flugzeuge, welches um eine Querachse der drehbar gelagerten Hauptsteuerwelle schwenkbar ist. Heinrich Strauß, Berlin, Lützowstr. 15. A 15. 11. 11, E 22. 6. 12.

77 h. G. 34 455. Fallschirmvorrichtung für Luftfahrzeuge. Leopold Glotz, Brunnensdorf (Böhmen), und Niko Bradanovic, Kgl. Weinberge (Böhmen); Vertr.: G. Prillwitz, Pat.-Anw., Berlin NW 21. A 9. 6. 11, E 29. 6. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Österreich vom 29. 6. 10 anerkannt.

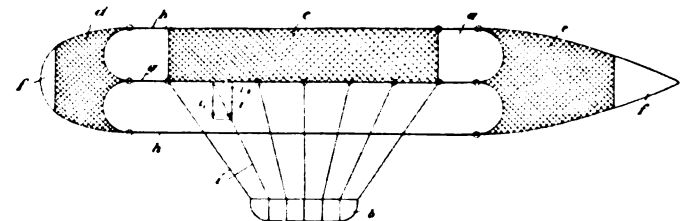
46 a. K. 48 334. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Selma Kruk, geb. Berger, Berlin, Mariannenstr. 49. A 28. 6. 11, E 18. 6. 12.

46 c. T. 16 454. Abdichtung für Verbrennungsmotoren mit auf einer feststehenden Nabe kreisenden Zylindern. Eugene Henri Tartrais, Montmorency, Frankr.; Vertr.: P. H. Dominik, Pat.-Anw., Offenbach a. M. A 30. 12. 09, E 18. 6. 12.

Auszüge aus den Patentschriften.

242 894. Tragnetz für lenkbare Luftschiffe mit Spitzennetzen oder Kappen. Karl Eberhardt in Reinickendorf-West. — Die zahlreichen Fälle, bei denen in letzter Zeit durch geringfügige Verletzungen der Ballonhüllen lenkbarer Luftschiffe ein Zerreißen oder Aufplatzen derselben hervorgerufen wurde, führten dazu, die Aufhängung der Gondeln nicht mehr an Gurten vorzunehmen, welche seitlich am Ballonkörper befestigt werden, sondern mittels eines Netzes zu bewirken, welches über den Rücken des Ballonkörpers gelegt wird. Hierdurch strebte man an, den Ballonstoff von dem Gewicht der Gondel zu entlasten, um zu verhindern, daß kleine Verletzungen zu einem Aufreißen und Platzen der ganzen Hülle führen.

Die Verwendung eines solchen Netzes dachte man sich in ähnlicher Weise wie bei Freiballons, derart, daß dasselbe über den ganzen Ballonkörper gelegt und mittels Seile direkt oder indirekt an der Gondel befestigt wird. Hierdurch würde jedoch der wesent-



Zu Nr. 242 894.

liche Nachteil entstehen, daß die Maschen des Netzes in ganz unkontrollierbarer Weise belastet und verzogen werden; auch hätte man bei einer derartigen Netzaufhängung keine Sicherheit gegenüber der Gefahr, daß die Gondel beim Schiefgehen des Schiffes ihre Lage relativ zum Ballonkörper verändert.

Das Netz wird in drei Teile zerlegt; über den mittleren Teil des Ballonkörpers *a* wird das Hauptnetz oder Tragnetz *c* gelegt, welches zur Aufnahme der Gondellast bestimmt ist. Die die beiden Ballonenden übergreifenden Spitzennetze *d* und *e* sind mit dem Hauptnetz *c* durch seitliche Zugorgane (Seile oder Gurte) *g* sowie durch obere und untere Zugorgane *h* verbunden. Bei dem dargestellten Ausführungsbeispiel sind die Spitzennetze *d* und *e* an ihren äußeren Enden mit Lederkappen *f* versehen; eventuell können an Stelle der Spitzennetze überhaupt nur Stoffkappen, z. B. aus Leder, Verwendung finden.

Die Aufhängung der Gondel *b* an dem Hauptnetze *c* erfolgt mittels der Tragseile *i*, welche gleichzeitig an dem Tragnetz und an einem der seitlichen Zugorgane *g* angreifen.

Jeder schiefe Seilzug der Tragseile *i* zerlegt sich, wie aus dem dargestellten Diagramm ersichtlich ist, in zwei Komponenten, deren eine, *i*¹, senkrecht nach abwärts gerichtet ist, während die andere, *i*², mit der Richtung des Zugorganes *g* zusammenfällt.

Das Tragnetz *c* wird also durch sämtliche Seile *i* nur in senkrechter Richtung beansprucht, während die wagerechten Kräfte in erster Linie durch die Zugorgane *g* und weiterhin auch durch die Zugorgane *h* aufgenommen werden. Ein Verziehen der Netzmaschen und eine Veränderung der Lage wird dadurch verhindert.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER

ING. ANSBERT VORREITER

BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS

DR. L. PRANDTL

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEHR
DR.-ING. F. BENDEMAN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

DR.-ING. H. FÖTTINGER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

DR. FRITZ HUTH
GEH. REG.-RAT E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

DR.-ING. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

25. Mai 1912.

Heft 10.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. S. 129.
Die Wissenschaftliche Abteilung der Allgemeinen Luftfahrzeug-Ausstellung.

lung. Von Ing. Paul Béjeuhr. (Schluß.) S. 133.
Die Funkentelegraphie auf der „Ala“. Von H. Thurn, Berlin-Friedenau. S. 135.
Patentschau. S. 139.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann, Lindenberg.

Die Möglichkeiten der Schraubenflieger.

Das Interesse für die Frage der Schraubenflieger ist in letzter Zeit mehr in den Hintergrund getreten. Häufig wird aber noch der Wunsch ausgesprochen, daß dieser alte Gedanke wieder eindringlicher bearbeitet werden möchte. Gelegentlich werden dabei die Arbeiten der Geschäftsstelle für Flugtechnik in Lindenberg erwähnt, von denen z. B. Geheimrat Meydenbauer, Godesberg, im »Motorwagen« 1910, Nr. 35, meint, daß sie mit zu geringen Mitteln angestellt seien, um zum Erfolg zu führen. Das ist nicht der Fall. Unsere Einrichtungen und die uns zur Verfügung gestellten Mittel hätten durchaus hingereicht, um Versuche mit Hubschrauben jeder zweckmäßig scheinenden Art und Größe auszuführen, wenn das mit Aussichten auf praktischen Erfolg hätte geschehen können. Wir haben aber geglaubt, in dieser Richtung nicht weiter gehen zu sollen. Es wird am Platze sein, die Gründe, die uns dabei maßgebend schienen und uns veranlaßten, die Möglichkeiten der Schraubenflieger einstweilen gering anzuschlagen, hier einmal zusammenfassend zu erörtern.

Die Vorteile einer Flugmaschine, die ohne Anlauf vom Platze aus aufsteigen und in der Luft beliebig stille stehen könnte, springen in die Augen. Wäre zugleich wirkliche Sicherheit gegen Absturz geboten und könnte

man dabei auch einigermaßen gleiche Geschwindigkeiten erreichen, wie sie heute die Flugdrachen haben und haben müssen, so wäre in der Tat ein gewaltiger Fortschritt erzielt.

An Erfindern und Konstrukteuren hat es bekanntlich keineswegs gefehlt, die viel Arbeit und auch viel Geld auf den Gedanken des Schraubenfliegers verwandt haben. War doch dieser Gedanke längst eine altbekannte Erscheinung, ehe in der Vorgeschichte der Fliegekunst um die Mitte des vorigen Jahrhunderts zum ersten Male das Prinzip des Flugdrachens auftauchte. Bis ins 18. Jahrhundert zurück reichen, wie man bei O. Chanute nachlesen kann, die Versuche mit Hubschrauben. Von Launoy und Bienvenu (1784) über W. H. Phillips (1842), Forlanini (1878) zu den neueren Experimentatoren, Wellner in Österreich, Walker und Alexander in England, Hermann Ganswind in Berlin in den 90er Jahren des vorigen Jahrhunderts, und bis in die letzten Jahre hinein geht eine kaum übersehbare Kette von mehr oder weniger ernst zu nehmenden, oft aber groß angelegten, gut geleiteten und doch immer fehlgeschlagenen Versuchen. Erinnern wir nur an die riesigen Apparate von Bertin, Paul Cornu, Léger, Bréguet in Frankreich; Kimball, Berliner in England, Luyties, Davidson in Amerika, schließlich P. F. Degn in Deutschland. Alles waren Schraubenflugzeuge von großen Abmessungen und in ganz verschiedener Anordnung gebaut. Es gab Systeme mit wenigen sehr großen und Systeme mit zahlreichen kleinen Hebeschrauben; Schrauben mit wenigen schmalen Flügeln und Schrauben, bei denen fast die ganze Kreisfläche mit Flügeln bedeckt war. Sehr oft war die besonders einleuchtende Anordnung mit zwei großen gleichachsigen und sich gegenläufig drehenden Schrauben vertreten.

In einigen Fällen soll es gelungen sein, die Maschine zum Schweben zu bringen, sogar von kleinen Flügeln war vereinzelt zu lesen. Dann aber verstummten jedesmal die Nachrichten, und aus dem wenigen, was noch durchsickerte, war zu entnehmen, daß teils die Maschinen, und besonders die Schrauben selbst, zu leicht und zu dünn gebaut waren, um den Anforderungen des Betriebes schon am Boden standzuhalten; teils waren sie wiederum zu schwer, um sich mit ihren Motoren überhaupt erheben zu können.

Besonders ist dabei meist zu bedauern, daß, nachdem einmal Mühe und Kosten vertan waren, nicht wenigstens die gemachten Erfahrungen durch sachliche Berichte der technischen Welt und Nachwelt zunutze gemacht wurden. Ein paar flüchtige Zeitungsnotizen und vielleicht einige photographische Abbildungen sind fast immer das einzige, was von aller Arbeit übrig geblieben ist.

Technisch am weitesten gebracht und auch am ausführlichsten über seine Erfahrungen berichtet hat unter den Genannten L. Bréguet, dessen kombinierte Schrauben- und Drachenflugmaschine mit ihren vier mächtigen Schrauben von 8 m Durchmesser oft abgebildet wurde und wohl noch in Erinnerung ist. Hören wir von ihm selbst das Fazit seiner langjährigen Bemühungen. Er schreibt am Schlusse eines Aufsatzes über »Les Hélices de Sustentation«¹⁾:

»Ich will nicht mit der Behauptung schließen, daß das reine Schraubenflugzeug imstande sei, mit dem Aeroplan in Wettbewerb zu treten. Fern sei mir der Gedanke. Meine Meinung ist klipp und klar die, daß nichts dem geradlinigen Gleitflug mit großen und sicheren, festen Flügeln gleichkommt. . . . Jeder Flugapparat muß vor allem ein Gleiter (planeur) sein. . . .«

Bréguet hatte dem Aufschwung des Aeroplans gegenüber jahrelang den Gedanken der Hubschraube zähe festgehalten und große Mittel darauf verwandt. Sein auf anderen Gebieten erworbener Ruf als ausgezeichnete Konstrukteur war geradezu mit dem Siege dieser Sache aufs Spiel gesetzt. Es mag ihm, besonders nach einer scharfen Polemik gegen Drzwiecky im »Aérophile« 1909, worin er sein Schraubenfliegerprojekt noch zähe verteidigt hatte, nicht leicht geworden sein, mit obigen Worten den Strich darunter zu ziehen; und zuvor hat er denn auch weislich dafür gesorgt, sich anderweit glänzend zu decken: bekanntlich stammt von ihm eine der besten heutigen Flugzeugkonstruktionen in Frankreich; zahlreiche Weltrekorde hat er mit ihr aufgestellt; so hielt Bréguet im Jahre 1910 längere Zeit den Rekord für die größte getragene Last. Aber diese Flugmaschinen haben keine Hubschrauben; es sind Doppeldecker, die von festen Flügeln und Triebsschrauben nicht anders als die sonstigen Arten getragen werden. Aber Bréguet hat damit den vollen Beweis erbracht, daß es ihm nicht an technischem Können, noch auch an Energie und an den nötigen Mitteln gefehlt hätte, um auch seinen Lieblingsgedanken, den Schraubenflieger, zum Ziele zu führen.

Bréguet meint, daß seine Hubschrauben noch nicht die beste erreichbare Form gehabt haben und das ist leicht möglich. Vorsichtige Konstrukteure werden sich, ehe sie eine Schraubenflugmaschine bauen, jedenfalls noch besser als er erst durch systematische Versuche überzeugen, ob die gewählte Schraubenform überhaupt Aussichten auf Erfolg bietet.

So ist in vorbildlicher Weise Professor Dr. Klingenberg vorgegangen, dem wir einen genauen technischen Bericht über die großzügigen Versuche verdanken, die er mit den mächtigen Mitteln durchgeführt hat, welche ihm als Direktor der A. E. G. zu Gebote standen. Hören wir auch sein Urteil: er stellt als Ergebnis fest,

¹⁾ Revue de l'Aviation 1910, S. 242.

»daß mit der ausgeführten Kombination zweier großflächiger (gleichachsiger-gegenläufiger) Schraubenräder von 6 und 8 m Durchmesser bei einem Arbeitsaufwand von 93 PS 530 kg gehoben werden konnten. Das Gewicht der Schraubenräder nebst Zahnradgetriebe und Standsäule betrug 190 kg, ließe sich aber leicht auf 170 kg verringern. Sollte sich ein derartiger, mit leichtem Benzinmotor ausgerüsteter Apparat als Schraubenflieger erheben können, so dürfte das Gewicht des Motors einschließlich Kühlung und Benzinvorrat, Verbindungswelle, Gestell und mindestens einer Person 360 kg nicht überschreiten. Das erscheint zwar nicht erreichbar, indessen haben die Versuche den Hinweis gegeben, in welchen Abmessungen ein flugfähiger Schraubenflieger ausführbar ist.«

Klingenberg hat daraufhin den Bau einer Flugmaschine unterlassen. Genaue Einzelheiten über die Versuche mit graphischen Darstellungen der Ergebnisse, mit Konstruktionszeichnungen der Schrauben und ihrer Zahnradgetriebe sind in Klingenberg's Bericht (Zeitschrift des Vereines Deutscher Ingenieure 1910, S. 1009) nachzulesen.

Die Summe dieser praktischen Erfahrungen ist jedenfalls nicht ermutigend. Es fragt sich nun, ob die bisherigen Mißerfolge nur durch unzureichende Kenntnisse und verkehrt gewählte Konstruktionen verursacht sind, oder ob grundsätzliche Unmöglichkeiten vorliegen. Die Theorie hat sich vielfach mit dieser Frage beschäftigt, und wir vermögen sie heute ziemlich klar zu beantworten. Zur Hälfte hat das schon, allerdings ohne ausreichende theoretische Begründung, Charles Renard getan, der berühmte und hervorragend klarblickende Begründer des Luftschiffbaues in Frankreich. Er hat sich auch mit der Frage der Hubschrauben besonders eingehend befaßt. Sein Bericht vom November 1903 an die Académie des Sciences »Über die Möglichkeit des Fliegens mit Hubschrauben. . . .« (dem auch schon systematische Versuche zugrunde lagen) bezeichnet den Aeroplan als »die Flugmaschine der Zukunft«, weil er ungleich sparsamere Hebekraft gewähre und sein Motor mehr als doppelt so schwer sein dürfe, als bei einer Schraubenflugmaschine entsprechender Leistung. Die Erfahrung hat das bestätigt. Heute können wir aber die der Hubschraube gezogenen Grenzen klarer feststellen.

Die Grenzen ergeben sich aus der Theorie der »vollkommenen Schraube«, deren Grundzüge wir Prof. Finsterwalder verdanken, die wir im Anfang unserer Arbeiten der vergleichenden Bewertung der Versuchsergebnisse durch die Gütegradziffer zugrunde gelegt haben¹⁾ und auf deren Begründung wir mehrfach zurückkommen mußten.²⁾ Sie kann zwar gewisser Voraussetzungen wegen nicht als eine mit physikalischer Strenge einwandfrei festgestellte Theorie gelten; die wichtigsten Zweifel an ihrer Richtigkeit sind aber beseitigt, und die noch zu erhebenden Einwendungen laufen nur darauf hinaus, daß der theoretische Grenzwert der Hubkraft einer Schraube im denkbar besten Fall noch nicht einmal ganz so groß sein kann als die einfache Formel sie angibt.³⁾ Es müßten Berichtigungen daran

¹⁾ Vgl. ds. Ztschr. 1910, Nr. 14, S. 177.

²⁾ Vgl. ds. Ztschr. 1911, Nr. 4, S. 45.

³⁾ Die neue Theorie von Prof. Dr.-Ing. Reißner (vgl. ds. Ztschr. 1911, Nr. 20, S. 253), nach der die erreichbare Grenze der Hebekraft sogar im Verhältnis

$$\sqrt[3]{\frac{27}{32}} : \sqrt[3]{2} = 3 : 4$$

niedriger läge, als nach unserer Theorie, ist gegenüber der Tatsache nicht haltbar, daß wir jetzt schon mehrfach Gütegrade von über 80, im besten Falle bisher 83 v. H. zweifelsfrei festgestellt haben. Die Reißnersche Grenze, nach der unser Gütegrad theoretisch nicht über 75 v. H. kommen könnte, praktisch also noch entsprechend tiefer bleiben müßte, ist also tatsächlich um 10 v. H. ihres Wertes überschritten worden. Übrigens haben wir seither auch das Bestehen

angebracht werden, deren Natur wir noch nicht genau kennen, und deren analytischer Ausdruck, wenn wir ihn bilden könnten, jedenfalls recht verwickelt wäre. Den Einfluß dieser Fehler können wir aber auf Grund der bisherigen Versuchserfahrungen einschätzen. Er beträgt höchstens einige 5 bis 10%. Jedenfalls steht aber fest, daß der von uns angenommene, sehr einfach berechenbare Grenzwert nicht überschritten werden kann. Und

wenn $F = R^2 \pi$ die Fläche des von den Flügelspitzen umschriebenen Kreises in qm und μ die Masse eines Kubikmeters Luft bedeutet. Diese Kraft entsteht nämlich, wenn der von der Schraube ausgesandte Luftstrom in allen Teilen seines Querschnittes eine gleiche, axial gerichtete Geschwindigkeitskomponente besitzt und weder Wirbel noch kreisende Geschwindigkeitskomponenten darin vorhanden sind.

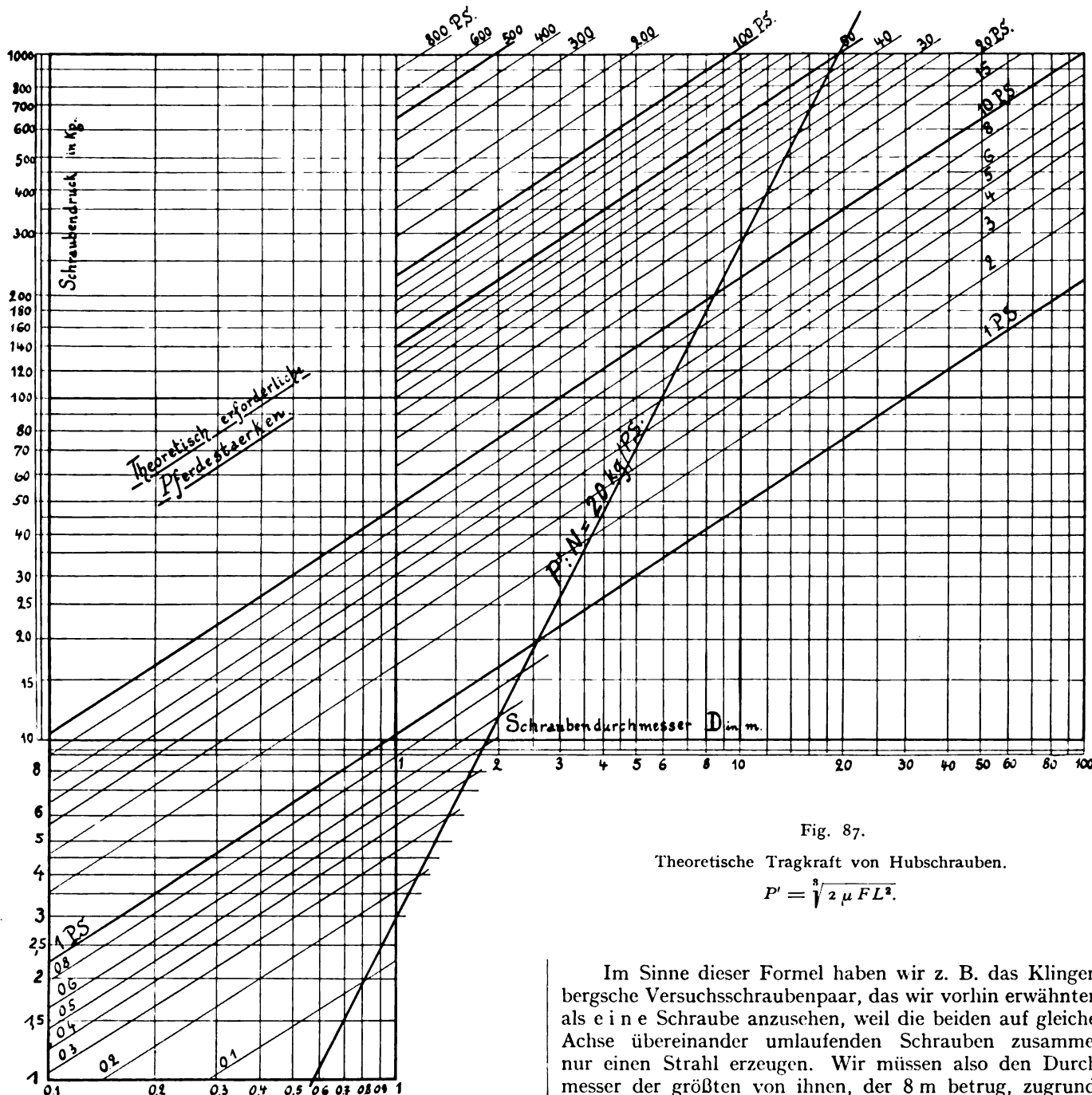


Fig. 87.

Theoretische Tragkraft von Hubschrauben.

$$P' = \sqrt[3]{2 \mu F L^2}$$

das genügt, um die hier aufgeworfene Frage zu beantworten.

Nach dieser einfachen Formel berechnet sich der Höchstwert der theoretisch möglichen Hebekraft einer Schraube aus der Antriebsleistung L in mkg/sec als

$$P' = \sqrt[3]{2 \mu F L^2}$$

des von Reißner bezweifelte Überdruckes im Luftstrahl hinter der Schraube durch unmittelbare Messung nachgewiesen. Ein näherer Bericht darüber wird folgen. Wir müssen nach allem entschieden an unserer Theorie festhalten.

Im Sinne dieser Formel haben wir z. B. das Klingenberg'sche Versuchsschraubenpaar, das wir vorhin erwähnten, als eine Schraube anzusehen, weil die beiden auf gleicher Achse übereinander umlaufenden Schrauben zusammen nur einen Strahl erzeugen. Wir müssen also den Durchmesser der größten von ihnen, der 8 m betrug, zugrunde legen, wenn wir die höchst erreichbare Hebekraft ausrechnen wollen. Mit der beim Versuch benutzten Antriebsleistung von 93 PS oder $L = 6970 \text{ mkg/sec}$ erhalten wir als theoretisch mögliche Hebekraft

$$P' = 850 \text{ kg.}$$

In Wirklichkeit sind aber im besten Falle nur $P = 530 \text{ kg}$ gehoben worden, also 62% des theoretischen Wertes. Der Gütegrad beträgt also 62%.

Bréguet's große Schrauben hatten den gleichen Durchmesser von 8 m; jedes Paar wurde mit 10 bis 11 PS angetrieben und hätte theoretisch etwa $P' = 200 \text{ kg}$ heben

können. Erreicht wurden nur $P = 140$ bis 150 kg oder 70 bis 75% der theoretischen Leistung.

Die Gütegrade dieser Schrauben von 62 bzw. 75% stellen nun allerdings noch nicht die praktisch erreichbare Grenze dar. Wir haben jetzt bei einfachen Schrauben Gütegrade von 83% nachgewiesen, und vielleicht gelingt es, die Güte noch etwas weiter zu steigern.

Aber alle Verluste wird man nie vermeiden können; um einige 10 bis 15% wird das wirklich Erreichbare stets hinter jener Grenze zurückbleiben, die, wie wir sahen, sogar theoretisch jedenfalls noch etwas zu weit gesteckt ist.

Wir dürfen aber wohl annehmen, daß bei Schrauben verschiedener Größe der Prozentsatz der unvermeidlichen Verluste ein gleicher sein wird. Unsere Formel gibt uns dann für alle Fälle einen Maßstab der erreichbaren Kraftausnutzung, und wir können es der Formel ohne weiteres ansehen, daß die Kraftausnutzung, oder das Verhältnis der Hebekraft zur aufgewendeten Auftriebsleistung bei Schrauben verschiedener Größe durchaus nicht gleich sein wird. Haben wir vielleicht bei anderer Wahl der Dimensionen günstigere Verhältnisse zu erwarten?

Viele verschiedene Beispiele nach der Formel auszurechnen, ist etwas umständlich. Wir bringen sie statt dessen lieber in eine graphische Form, in der wir ohne weiteres übersehen können, wie sich die theoretisch erreichbare Hebekraft mit dem Durchmesser und der Antriebsleistung ändert. Wir bedienen uns dabei mit Vorteil einer logarithmischen Darstellungsweise, um nicht ein Netz von parabolisch gekrümmten Linien ziehen zu müssen, und vor allem um ein weitest mögliches Bereich von ganz kleinen Schrauben bis hinauf zu den denkbar größten Abmessungen in einem einzigen Bilde mit relativ gleicher Genauigkeit umfassen zu können. Wir logarithmieren also die Formel, nachdem wir $L = 75 N$ und $F = \frac{D^2 \pi}{4}$ eingeführt haben, und erhalten:

$$\log P' = \frac{1}{3} \log \frac{\mu \pi}{2} 75^2 + \frac{2}{3} \log D + \frac{2}{3} \log N.$$

Der erste Logarithmus hat (mit $\mu = \frac{1}{8}$) den Wert 1,014. Nehmen wir die Schraubendurchmesser D als Abszissen und wollen P' als Ordinaten darstellen, so ergibt sich für $N = 1$ bzw. $\log N = 0$ eine gerade Linie, die bei $D = 1$ m durch den Punkt $\log P = 1,014$ oder $P = 10,33$ kg geht. So viel kann also eine Schraube von 1 m Durchmesser mit 1 PS äusserstens heben. Mit wachsendem D steigt bei gleicher Leistung die Hebekraft allmählich an und erreicht schließlich, wenn man dem Durchmesser keine Grenzen zieht, schon bei 1 PS recht ansehnliche Werte. Ist anderseits die Leistung N größer, so haben wir der Hebekraft einfach den Wert $\frac{2}{3} \log N$ hinzuzufügen. Wir erhalten also für jede Leistung eine Parallele zu der ersten Geraden. Unser Bild umfaßt die Schraubendurchmesser von $D = 0,1$ m an bis zu $D = 100$ m; und zu jedem Durchmesser können wir die theoretische Hebekraft für Leistungen von 0,1 PS bis an fast 1000 PS ohne weiteres ablesen. Die wirklich erreichbare Hebekraft ist dann im Verhältnis des praktisch möglichen Gütegrades kleiner, beträgt also höchstens etwa das 0,8- bis 0,85 fache.

Man sieht aus dem Diagramm sofort, daß es vorteilhaft ist, so große Schraubendurchmesser zu wählen, als es die praktischen Verhältnisse irgend zulassen. Könnten wir eine Schraube von 100 m Durchmesser praktisch verwenden, so hätten wir schon mit 10 PS eine theoretische Hubkraft von 1000 kg zur Verfügung.

Wir wollen hier nicht in Erwägungen darüber eintreten, wie weit es die mit der Größe gewaltig wachsenden Gewichte großer Schrauben gestatten, mit dem Schraubendurchmesser hinaufzugehen, müssen uns aber sagen, daß

Klingenberg und Bréguet, denen diese Gesichtspunkte natürlich nicht unbekannt waren, schon ungefähr die Größe getroffen haben werden, die man praktisch noch einigermaßen bewältigen kann. Eine Maximalrechnung mit Ansatz einer (allerdings nicht eben sehr sicheren) Erfahrungsformel für das Eigengewicht der Schrauben als Funktion von Durchmesser und Antriebsleistung führt in der Tat darauf, daß ein Optimum in der Gegend von $D = 8$ m zu suchen ist. Mit 8 m Durchmesser und 10 PS, wie bei Bréguet, ist die theoretisch mögliche Kraftausnutzung aber schon auf $200/10 = 20$ kg/PS und mit 93 PS, wie bei Klingenberg, schon auf $850/93 = 9,1$ kg/PS gesunken. Mit theoretisch 20, oder praktisch vielleicht 16 kg Tragkraft auf 1 PS könnten wir freilich schon eine recht solide Maschine bauen, wenn uns mit einer Tragkraft von im ganzen 160 kg gedient wäre. Wir haben aber, um eine praktische Nutzlast zu befördern, im ganzen wenigstens mit dem 3- bis 4fachen dieses Gewichtes zu rechnen und müßten dazu entweder, wie Bréguet es getan hat, die Anzahl der Schrauben entsprechend vermehren (er hatte zuletzt eine Maschine mit vier Schrauben von 8 m Durchmesser, die an den Enden eines kreuzförmigen Gestelles angebracht waren und doppeldeckige, als Kastenzellen ausgebildete Schraubenflügel hatten) oder wir müßten mit dem Durchmesser noch weiter hinaufgehen, und zwar, wenn wir das gleiche günstige Verhältnis von Tragkraft und Antriebsleistung wahren wollen, entlang der in unserem Schaubild eingetragenen Verbindungslinie aller der Punkte, an denen P'/N den gleichen Wert von 20 kg/PS hat. Es ist in dieser Darstellung ebenfalls eine Gerade, und wir können daran leicht folgende Zahlen abgreifen, die etwa den am ersten in Frage kommenden Möglichkeiten entsprechen:

bei 1 5 8 10 12 14 16 18 20 m Durchm.
ist $P' = 2,8$ 69 176 276 398 540 706 894 1105 kg

die theoretische, praktisch noch im Verhältnis von bestenfalls 80 bis 85% zu verminderte Tragkraft, auf die man rechnen darf, wenn die wirkliche Kraftausnutzung 16 bis 17 kg pro PS nicht unterschreiten soll. Man hätte also z. B. auf 16 m Schraubendurchmesser zu gehen, um 80 oder 85% von 706 kg, also 560 bis 600 kg Gesamtgewicht mit einiger Sicherheit zu heben; der Arbeitsaufwand dafür wäre $\frac{706}{20} = \text{rd. } 35$ PS nutzbarer Leistung an der Schraubenwelle.

Es ist gewiß nicht ausgeschlossen, daß noch einmal ein derartiger Schraubenflieger mit Hilfe irgendwelcher, sich selbst durch die Fliehkraft spannender bzw. tragender Konstruktionen zum Fliegen gebracht wird. F. Degn in Bremen hat einen derartigen, sehr sorgfältig vorbereiteten Versuch gemacht. Aber wir möchten die Verantwortung für den Bau nicht tragen. Wenn auch genügende Tragkraft für das Konstruktionsgewicht zur Verfügung zu stehen scheint, so wird man wahrscheinlich immer wieder die Erfahrung machen, an der Degns Versuch gescheitert und bei der Bréguet mit seiner letzten Vierschraubenmaschine stehen geblieben ist, daß ein solches Bauwerk zum praktischen Gebrauche nicht taugt, weil es, wenn auch alle Beanspruchungen beim Fluge in ruhiger Luft richtig aufgenommen werden, doch den Zufälligkeiten der praktischen Handhabung schon am Boden, bei Aufbau und Transport, nicht gewachsen ist, von den Schwierigkeiten bei Abflug und Landung in unruhiger Luft gar nicht zu reden.

Vom aerodynamischen Standpunkt handelt es sich jedenfalls nur noch um einen winzigen Prozentsatz, um den man die Tragkraft vielleicht noch verbessern könnte. Über die gezeigten Grenzen kommt man nicht hinweg.

Die Wissenschaftliche Abteilung der Allgemeinen Luftfahrzeug-Ausstellung.

(Schluß aus Heft 9.)

Zur zweiten Art der Propellerprüfung, nämlich den Modellversuchen, gehören die Anlagen der Göttinger Versuchsanstalt sowie der Aachener Technischen Hochschule. Die Göttinger Versuchsanstalt hat auf ihrem Stand einen Querschnitt des dort verwendeten Versuchskanals aufgestellt und in diese Nachbildung die betriebsfertige Prüfvorrichtung für Modellschrauben eingebaut. Die Messung an diesen Propellern geht folgendermaßen vor sich: Das zu prüfende Luftschraubenmodell ist an vier Drähten mittels zweier Kugellager derart in die Achse des Kanals eingehängt, daß es sich nur in Richtung der Schubkraft frei bewegen kann, und zwar geschieht der Antrieb durch ein, geringe Achsenverschieblichkeit gewährendes Rollgelenk. Die Schubkraft wird durch einen horizontalen Draht auf eine der bekannten Laufgewichts-Winkelwagen übertragen, und zwar gabelt sich der Draht in zwei Äste unter einem Winkel von 120 Grad, von denen der eine zur festen Wand, der andere zur Wage führt, so daß in jedem der Drähte genau derselbe Zug, also die Schubkraft des Propellers, zu messen ist. Das Drehmoment der Luftschraube wird durch ein Kegelrad-Dynamometer ermittelt, indem das Antriebskegelrad in einem um die Achse des Gegenrades frei pendelnden Gehäuse läuft, dessen Ausschlag infolge der Luftthemmung des Propellers mittels Laufgewicht ausgeglichen wird. Auf diese Weise ist Leistung und Schub des Propellers direkt zu messen, und lediglich die geringen Reibungsverluste der Kugellager im Innern des Kanals sowie der Verlust der einen Kegelradübersetzung, nicht aber die unkontrollierbaren Transmissionsverluste sowie die im Motor gehen in das Resultat ein. Natürlich kommt es bei diesen Messungen auf ein genaues Einhalten der Tourenzahl und der Windgeschwindigkeit an, da ja die ganze Messung nicht wie beim vorerwähnten Propellerwagen automatisch registriert, sondern durch Ablesungen festgestellt wird. Letztere wird je durch einen hier bereits beschriebenen Regler stetig gehalten, die Tourenzahl des Propellers wird automatisch reguliert, indem der Zeiger eines Tourenzählers bei der Abweichung von seiner vorher festgesetzten Normalstellung einen elektrischen Stromkreis schließt, welcher dann, verstärkt durch ein Relais, eine elektromagnetische Kupplung betätigt. Dadurch wird mittels direkten Antriebes vom Motor auf einer langen Spindel die Brücke eines dem Motor vorgeschalteten Regulierwiderstandes verschoben, wodurch die veränderte Tourenzahl des Motors automatisch wiederhergestellt wird.

Als weitere Ausstellungsgegenstände auf dem Gebiete der Propellerprüfung sind noch die Universalnaben zu erwähnen, mittels derer zwei-, drei- und vierflügelige Propeller aus denselben Flügeln beliebig hergestellt werden können. Jeder Flügel, von denen mehrere Serien ausgestellt waren, kann wiederum in elf um je 1 Grad verschiedene Stellungen gegen die Umlaufrichtung verdreht werden, so daß sich die Naben besonders zu Serienprüfungen eignen. Bei der Verdrehung ist noch durch die Stellung einer kleinen Sicherungsschraube erreicht, daß man sich mit einem Blick von der richtigen Stellung sämtlicher Flügel überzeugen kann. Ein Apparat zum selbsttätigen Aufzeichnen der Flügelformen besteht darin, daß eine Tastspitze entweder die Saug- oder Druckseite des Flügels radial oder nach dem Kreisbogen entlang fährt, wobei die Schreibfläche, auf welche ein Schreibstift durch Vermittlung des Tasters zeichnet, zwangsläufig entsprechend der Drehung des Propellers bewegt wird, so daß sich ein System von verzerrten Kurven ergibt, die sich aber mit geringer Schwierigkeit in die wirklichen Flügelformen umzeichnen lassen. Besonders interessant war ferner die Vorrichtung, mittels hohl hergestellter Propellerflügel die Druckverteilung auf dem Flügel punktweise mittels Mikromanometers zu messen und andererseits den gleichen Propeller zu Rauchversuchen zu verwenden, indem man aus den kleinen Öffnungen der Flügelfläche Rauch ausströmen läßt, um das Ausströmungsbild gegebenenfalls photographisch festzuhalten. Für die Zuleitung des Rauches zum Flügel bzw. die Kommunikation der rotierenden Flügel mit dem Mikromanometer wurde eine Zentrifugaldichtung gezeigt, bei welcher im Betriebe durch an die Wandung getriebenes Öl eine Abdichtung erzielt

wird. Der gleiche hohle Propeller ist dazu benutzt worden, um ein Bild des Strömungsverlaufes auf der Flügelfläche zu geben, indem man aus dem hohlen Flügel Schwefelwasserstoff ausströmen ließ, welcher der Luftströmung folgte und dessen Verlauf sich durch das angegriffene Kupfer scharf abzeichnete. Die Propellerflügel sind dadurch hohl hergestellt, daß ein Paraffinmodell verkupfert worden ist, aus welchem dann das Paraffin herausgeschmolzen wurde. Neben diesen Schraubenmodellen sind eine ganze Reihe Modelle von Ballonformen und Tragflächen ausgelegt, über deren Ergebnisse hier schon berichtet worden ist. Man sieht ohne weiteres, daß besonders die Herstellung der Ballonmodelle und die hierbei gemachten guten Erfahrungen für die Entwicklung des Propellermodellbaues der Anstalt von großer Bedeutung gewesen sind. Es sei hier noch auf einige photographische Aufnahmen von Wirbelsystemen hinter Widerstandskörpern hingewiesen, welche in Wasser mittels Bärappsamens sichtbar gemacht worden sind und die in prächtiger Weise die Prandtl'sche Ablösungstheorie und die von Kármán aufgestellte Wirbeltheorie erläutern.

Ebenfalls dem Studium der Luftschrauben und ihrer experimentellen Forschung wendet sich die Versuchsanstalt der Technischen Hochschule Aachen unter der Leitung der Herren Prof. Reißner und Junckers zu, von der ebenfalls die wichtigsten Einzelheiten ausgestellt waren. Im Gegensatz zur Göttinger Anstalt wird hier nicht derselbe Luftstrom in kontinuierlichem Betriebe verwendet, sondern stets neue Luft angesaugt, wodurch sich bei gleichen Motorleistungen höhere Windgeschwindigkeiten (etwa bis zu 30 m/Sek.) erreichen lassen, während eine hinreichende Homogenität des Luftstromes und eine gleichmäßige Geschwindigkeitsverteilung ohne besondere Vorrichtungen zu erzielen ist. Andererseits besteht jedoch eine größere Abhängigkeit von den jeweils herrschenden Windverhältnissen. In diesen Kanal wird nun der Propeller, der mit dem Getriebe und Elektromotor ein starres Ganzes bildet, hineingehängt, so daß nur die Luftschraube im Luftstrom sich befindet. Auf den vorerwähnten starren Körper wirken als äußere Kräfte nur die Luftdruckkräfte am Propeller und die Aufhängungskräfte, da ja die Antriebskräfte des Elektromotors sich im System gegenseitig aufheben. Um daher Drehmoment, Schub der Schraube, und wenn nötig auch die Strömungskräfte bei schiefer Anströmung zu registrieren, brauchten nur in die Aufhängungen des Apparates Dynamometer eingeschaltet zu werden, die nach dem Prinzip der Indikatorfedern zum selbsttätigen Aufschreiben eingerichtet sind. Außer diesen Aufzeichnungen wird natürlich noch die augenblicklich eingestellte Windgeschwindigkeit und die Tourenzahl des Propellers beobachtet und aufgezeichnet. Die ganze Anordnung der Propeller-Versuchseinrichtung (Kanal usw.) war außerdem durch sehr übersichtliche Zeichnungen und Photographien hinreichend erklärt. Ferner lagen noch zwei- und vierflügelige Flugzeugpropeller mit einfach- und doppelgelenkigem Antrieb aus, die sich durch ihre Fliehkraft stets in ihre Drehungsebene einstellen und somit die Motorwelle von diesen Beanspruchungen entlasten, ferner bei der Steuerung des Flugzeuges etwas nachgiebig sind und außerdem, weil die Schubkraft entsprechend der Drehungsebene des Propellers gewisse Winkel gegen das Flugzeug einnehmen kann, die Stabilität des Flugzeuges erhöhen.

Auf dem gleichen Stande waren von der Versuchsanstalt von Prof. Junckers verschiedene Motorkühler ausgelegt mit den zugehörigen Prüfungsergebnissen und Versuchsergebnissen, während weiterhin das Schema der hierzu benötigten Versuchseinrichtung ausgehängt war.

Die Lehrkanzel für Luftschiffahrt und Automobilwesen der Wiener Technischen Hochschule unter der Leitung von Prof. Knoller verfügt ebenfalls über eine Einrichtung, den Widerstand und Auftrieb stationärer Modelle im bewegten Luftstrom zu messen. Im Gegensatz zur Aachener und Göttinger Anstalt ist der Wiener Luftstrom allerseits zugänglich, und zwar hat Knoller dies dadurch erreicht, daß er aus einem fest gemauerten Keller mittels vier Ventilatoren die Luft absaugt und nun durch eine Öffnung im Erdgeschoßfußboden frische Luft vom Dach aus nachströmen läßt. Die Luft wird im Dach durch konzentrisch angeordnete Leitvorrichtungen möglichst homogen über einen kreisrunden Querschnitt verteilt, dessen Durchmesser gleich dem der Kelleröffnung ist. In Beobachtungshöhe im Erdgeschoß ist

der so erzeugte Luftstrom durch keinerlei Rohrwanderungen geführt, sondern von allen Seiten frei zugänglich und in diesen Luftstrom führt Knoller jetzt die Modelle mittels der ausgestellten Winkelwage ein. Die Wage gestattet die Einstellung beliebiger Anstellwinkel und ermöglicht durch Aufschwenken der ganzen Wage die unmittelbare Bestimmung der Richtung des Widerstandes. Das betreffende Modell hängt an vier horizontalen Traversen, mittels derer die feine Einstellung durch eine Noniusschraube möglich ist.

Endlich sind an dieser Stelle noch die Einrichtungen und Meßgeräte für aeronautische Untersuchungen zu erwähnen, wie sie nach den Entwürfen von Prof. A. W a g e n e r und Dr.-Ing. Pröll an der Technischen Hochschule Danzig verwendet werden.

Neben einigen Photographien über den im Laboratorium vorhandenen elektrisch angetriebenen Rundlaufapparat, der zur Eichung von Pitotröhren, Anemometern und ähnlichen Geräten benutzt und bei welchem eine Fahrgeschwindigkeit von 30 m/Sek. erreicht wird, finden wir Abbildungen des Regulierwiderstandes, mit welchem feinste Abstufung der Geschwindigkeit zwischen weiten Grenzen ermöglicht wird, und endlich eine Anordnung zur Untersuchung ausfließender Luftströme, bei welcher die Pitotröhre den ganzen Querschnitt abtastet und der registrierende Feindruckmesser mittels eines Funkeninduktors und eines geeigneten Schreibzeuges Diagramme durch überspringende Funken aufschreibt, von denen die obere Kurve dem Druck entspricht, welcher in der dem Luftstrom entgegenstehenden Öffnung des Pitotrohres herrscht, während die untere Kurve den statischen Druck darstellt, so daß der senkrechte Abstand beider Kurven die Geschwindigkeit bildet. Zur Erläuterung dieser Vorgänge sind noch verschiedene Druckdiagramme, die auf diese Weise aufgeschrieben sind, ausgelegt, während außerdem Dr. Pröll verschiedene Druckschriften über Wasserschraubenuntersuchungen aufgelegt hat.

Die von den Herren Prof. K ö n i g und S c h r e b e r, Gießen bzw. Greifswald, ausgestellten Instrumentarien haben den Zweck, die bekannten Luftwiderstandsgesetze in klarer, anschaulicher Weise einem großen Auditorium zu demonstrieren. Prof. König verwendet dazu einige sehr hübsch durchgebildete Apparate, die in ihren ersten Anfängen schon auf der ILA ausgestellt waren, die aber jetzt wesentlich verbessert sind und von A. Pfeiffer, Wetzlar, gebaut werden. Ein durch Elektromotor angetriebener Ventilator erzeugt in einem Blechtrichter, dessen innere Einrichtung in bekannter Weise eine Wirbelbildung verhindert, einen Luftstrom, der den Trichter mit ziemlich gleichmäßiger Geschwindigkeit über den ganzen Querschnitt verläßt. Die Luftgeschwindigkeit, welche durch die gute Regulierfähigkeit des Elektromotors in weiten Grenzen veränderlich ist, wird mittels eines kleinen Aspirators und Drucklibelle gemessen, welcher nahe der Trichtermündung angebracht ist. Vor diesem Trichter kann nun mittels geeigneter Stative das Instrumentarium aufgebaut werden, derart, daß die einzelnen Körper mitten im Luftstrom hängen. So ist z. B. an einem galgenartigen Gerüst ein schwerer Stab mit Zeiger horizontal aufgehängt, welcher Zeiger über einer Skala spielt und hier den Ausschlag des Stabes anzeigt, wenn er durch den Winddruck auf eine Platte aus seiner Nullstellung gebracht ist. Haben nun die senkrecht zum Luftstrom befestigten Platten bei gleichem Flächeninhalt verschiedene Form (Kreis, Quadrat, Dreieck usw.), so ruft die gleiche Geschwindigkeit auch den gleichen Zeigerausschlag hervor. Benutzt man dagegen Platten gleicher Form und verschieden großer Fläche, so sieht man ohne weiteres, daß der Zeigerausschlag proportional dem Anwachsen der Fläche erfolgt. Auch die Wirkung verschiedener Windgeschwindigkeit läßt sich mit diesem Apparat zeigen, so z. B. ruft die doppelte Windgeschwindigkeit bei gleicher Fläche den vierfachen Zeigerausschlag hervor. Mit einem anderen Apparat lassen sich die Druckverhältnisse einer schräg vom Wind getroffenen Fläche demonstrieren: In einem leichten, nach jeder Richtung beweglichen und durch Gewichte und Federn völlig ausbalancierbaren Rahmen ist um ihre Mittelachse drehbar eine rechteckige Aluminiumscheibe befestigt, deren Neigung gegen den Luftstrom an einem Teilkreis mit Zeiger ablesbar ist. Die Platte würde nun durch den Luftstrom aus ihrer Ruhelage gebracht, wenn nicht mittels kleiner Wagschalen und Gewichte die horizontale und vertikale Komponente des Winddruckes

ausbalanciert und dadurch gemessen würde. Diese und noch ähnliche Aufgaben lassen sich in einfacher Weise durch das Königsche Instrumentarium anschaulich machen, und zwar mit recht erheblicher Meßgenauigkeit, wie aus den Kurven tafeln hervorgeht, die Herr Prof. W a c h s m u t h, Frankfurt a. M., nach den Messungen mit den Apparaten aufgestellt hat. Prof. S c h r e b e r, Greifswald, verfolgt ähnliche Zwecke mit wesentlich einfacheren, fast primitiven Mitteln, die aber trotzdem recht anschaulich wirken; es braucht an dieser Stelle nicht näher auf die von ihm verwendeten Demonstrationsmühlen eingegangen zu werden, weil sie von ihm selbst an dieser Stelle beschrieben sind (siehe ds. Ztschr. 1912, Heft 7, S. 101). Hier sei auf Wunsch in einer schematischen Zeichnung die Mühle zur Demonstration von Luftwiderstandsgesetzen dargestellt.

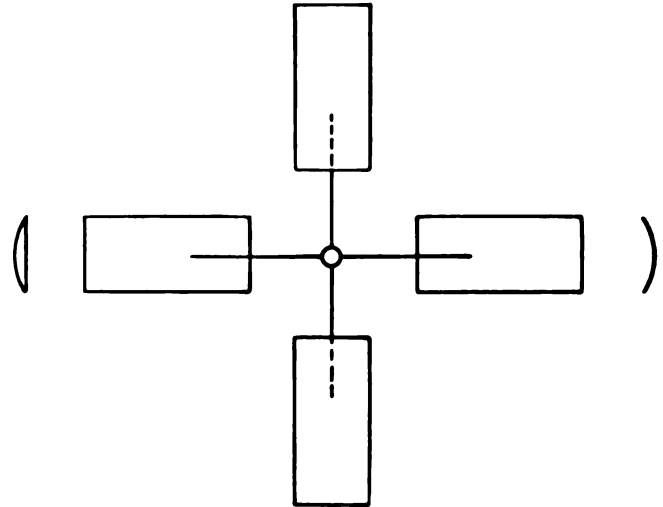


Fig. 10. Mühle zur Demonstration von Luftwiderstandsgesetzen nach Dr. K. Schreiber.

Dr. Z i c k e n d r a h t, Basel, hatte eine aerodynamische Sonde als Bestandteil des von ihm vorgeschlagenen Instrumentariums aufgebaut, welche den Zweck verfolgt, das aerodynamische Feld eines umströmten Körpers auszuwerten, d. h. den Druck der Luft in der Umgebung des betreffenden Körpers punktwise zu messen. Der Sondenkopf mißt unabhängig von der Windgeschwindigkeit den statischen Über- oder Unterdruck.

Dr. D i e c k m a n n, Gräffelfing bei München, hatte einige Photographien und Zeichnungen der Versuchsstation für drahtlose Telegraphie ausgelegt, ferner Versuchsergebnisse über die Zündung von Füllgasen, über elektrische Erscheinungen in der Nachbarschaft von Luftfahrzeugen, einen Lageplan und eine Anordnung der dortigen Versuchseinrichtungen, über die zum Teil auch an dieser Stelle schon berichtet ist¹⁾.

Prof. Dr. Wurzel vom Kgl. Militärversuchsammt Berlin hatte einen Apparat zur Bestimmung der Gasdurchlässigkeit von Ballonstoffen ausgestellt, der unabhängig von der Temperatur und dem Feuchtigkeitsgehalt des Gases registriert und dadurch eine erhebliche Verbesserung bedeutet. Der Apparat ist von Rich. Gradenwitz gebaut und bei der Militärbehörde in Benutzung; der Feuchtigkeitsgehalt des Gases kann bis zu 100 % betragen.

Ein wichtiges Gebiet für den Luftverkehr ist die Ortsbestimmung und auch für dieses Spezialgebiet lagen eine ganze Reihe Ausstellungsgegenstände vor. An terrestrischen Ortsbestimmungssystemen waren die Systeme O b e r l e u t n a n t Rasch und Paul Meckel ausgelegt, die durch große Übersichtskarten klar zur Darstellung kamen. Das System Rasch beruht auf einer Ortsfeststellung, die von einer als Mittelpunkt des betreffenden Reiches gewählten Stadt ausgeht und nun durch geeignete Koordinatenbezeichnung in den einzelnen Quadranten die Fixierung des Ortes ermöglicht. Meckels System geht von der Benutzung der Längen- und Breitengrade aus, wobei es durch besondere Vereinfachungen zur Festlegung ebenfalls nur vier Zeichen bedarf.

¹⁾ Siehe ds. Ztschr. 1911, Heft 14, S. 184, Heft 15, S. 196, Heft 23, S. 293 und 1912, Heft 4, S. 56.

Die Bekanntgabe der einzelnen Merkmale soll durch Zeichen auf den Dächern nach den Vorschlägen von Rittmeister v. Frankenberg erfolgen, dessen System durch Benutzung von Fadenkreuz und Winkelquadranten besonders wertvoll geworden ist. In die astronomische Ortsbestimmung wurde der Ausstellungsbesucher durch einen einleitenden Aufsatz des Herrn Prof. Dr. Markuse eingeführt, welcher in außerordentlich klarer und knapper Weise die bestehenden Methoden zusammengefaßt hatte. Den beiden Standlinienapparaten nach den Vorschlägen von Dr. Brill und Voigt (durch die Firmen Hartmann und Braun und die Motorluftschiffstudien-gesellschaft ausgeführt), stellten sich die Methoden von Prof. Schwarzschild, Prof. Runge und Dr. Birk zur Seite, während außerdem Prof. Schwarzschild noch einen Ballonkompaß und Sextanten ausgestellt hatte, welche Instrumente ja in der Hauptsache bekannt sind.

Eine weitere Gruppe für sich bildeten die Modelle und Photographien von Prof. Ahlborn, Hamburg, und vom Institut Marey, Boulogne-sur-Seine; letzteres Institut hatte zwei Serien Chromographien von stereoskopischen Aufnahmen des Insekten- und Vogelfluges (aufgenommen durch Dr. Bull) ausgestellt, die in sehr klarer Weise das ganz verschiedene Verhalten beim Vogel- und Insektenflug erläuterten. Die Aufnahmen sind mit einer Geschwindigkeit von 500—2000 Aufnahmen per Sekunde erhalten, welche Geschwindigkeit durch einen mitphotographierten Zeiger auf einer Skala abzulesen war. Über die Ahlbornschen Arbeiten ist hier schon berichtet worden¹⁾, so daß jetzt nur noch der kurze Hinweis nötig ist, daß neben vorzüglichen Vergrößerungen der verschiedenen Strömungsvorgänge sehr anschauliche Drahtmodelle als Nachbildungen der Strömungsfäden um eine Widerstandsfläche herum und weiter neben außerordentlich klaren stereoskopischen Strömungs- und Stauaufnahmen eine Sammlung verschiedener Formen der natürlichen Flugsamen der javanischen *Zanonia-Macrocampa* ausgestellt waren.

Auf dem Stande Frankfurt a. M. waren neben dem vorher erwähnten von Prof. Hartmann und Dr. Brill konstruierten Ortsbestimmungsinstrument ein Ballonbolometer nach Dr. Seddig ausgelegt, welches der Untersuchung der Temperaturverteilung des Füllgases dient und gegebenenfalls als Fernthermometer zu verwenden ist. Außerdem ein Fernthermometer nach Dr. Linke, ein optisch registrierendes Vertikalanemometer nach Dr. Ludwig, das die Vertikalbewegung des Ballons relativ zur umgebenden Luft auf lichtempfindliches Papier aufzeichnet. Ferner eine Empfangsstation für drahtlose Telegraphie im Freiballon, und endlich ein Vorschlag nach Dr. Rotzoll, durch Deformieren der Ballonhülle eines Kugelballons mittels eingehängten Flaschenzuges das Ballonvolumen willkürlich zu ändern, und so in verschiedenen Höhenlagen ein ruhiges Schwimmen des Ballons herbeizuführen.

Zum Schluß mögen noch die verschiedenen Ausstellungsobjekte erwähnt werden, mit welchen die einzelnen Wetterdienststellen (Prof. Dr. Polis, Aachen, Prof. Dr. Leß, Berlin, Dr. Linke, Frankfurt a. M.) ihr für die Luftfahrt so nützlich Arbeitsgebiet erläuterten. Diese bestanden zum größten Teil aus besonders charakteristischen Wetterkarten, aus instruktiven Glasmodellen, welche die Schichtung der Atmosphäre erklärten, und aus Einrichtungen, welche zur Erforschung höherer Luftschichten benutzt werden (Pilotballone usw.).

Alles in allem bot die Wissenschaftliche Abteilung einen Überblick über dieses Gebiet, der, wenn er auch natürlich in keiner Weise vollständig war, so doch als eine recht respektable Leistung hingestellt werden muß, was denn auch von der gesamten in- und ausländischen Presse anerkannt worden ist.

Die Funkentelegraphie auf der „Ala“.

Von H. Thurn, Berlin-Friedenau.

Bei dem heutigen Stande der Luftfahrt ist das Interesse für eine funkentelegraphische Verbindung zwischen Luftfahrzeug und Erde in den Vordergrund getreten. Eine großzügige

Verwendung der Funkentelegraphie in der Luftschiffahrt¹⁾ würde für diesen modernen Verkehrszweig einen Erfolg von fast unüberschbarer Tragweite bedeuten. Um die Luftfahrzeuge zu wirklich vollwertigen Verkehrsmitteln zu machen, ist eine dauernde und zuverlässige Verbindung mit der Erde unbedingt erforderlich. Der Nachrichtenaustausch zwischen Luftfahrzeug und Erde ist eines der wichtigsten Erfordernisse für die Sicherheit der Fahrt und den militärischen, sportlichen oder verkehrstechnischen Wert ihrer Ausführung, mag man dabei denken an den Aufklärungsdienst des erkundenden Militärflugzeugs und Luftschiffes oder an eine Orientierung der Luftschiffer in Nacht und Nebel, über die Wetterlage sowie über Wind- und Wetteraussichten. Sobald die Luftschiffhallen und die Luftschiffhäfen alle mit Funkentelegraphenstationen ausgerüstet sind — als erste sind hier zu nennen die Stationen des Luftschiffbaues Zeppelin in Friedrichshafen, der »Delag« in Frankfurt (Main) und der Schütte-Lanz-Gesellschaft in Rheinau (Baden) —, kann man mit Leichtigkeit ohne Inanspruchnahme der militärischen Festungsstationen usw. dem fahrenden Luftschiff Zeitsignale, Sturm- und Warnungssignale geben; auch das Luftschiff selbst kann durch Notsignale Hilfe herbeirufen oder die Zeit der Ankunft dem Hafen mitteilen und so für die Bereitstellung der erforderlichen Arbeitskräfte oder etwaiger Ersatzteile sorgen. Auch auf die Dienste, welche die Funkentelegraphie den für die Polarforschung bestimmten Luftschiffen unter Umständen leisten kann, sei hingewiesen.

Wenn in der deutschen Tages- und Fachpresse über funkentelegraphische Versuche mit Luftfahrzeugen bisher nur verhältnismäßig wenig veröffentlicht worden ist, so darf man hieraus nicht den Schluß ziehen, daß unsere deutsche Funkentechnik auf diesem Gebiete weniger gearbeitet habe als andere fremde Gesellschaften. Die »Gesellschaft für drahtlose Telegraphie« (Telefunken), Berlin, hat vielmehr in aller Stille eine Reihe von Stationseinrichtungen und Spezialapparaten durchgebildet, die lediglich für die Nachrichtenübermittlung aus und nach Luftfahrzeugen bestimmt sind und die zum ersten Male in der »Ala« öffentlich ausgestellt waren sowie zum Teil praktisch vorgeführt wurden. Auf die einzelnen Ausstellungsgegenstände soll hier näher eingegangen werden.

Die von Telefunken nach dem System der »tönenden Löschfunken« gebaute Luftschiffstation (Fig. 1) besteht im wesentlichen aus dem Sender, dem Empfänger und der Antenne, sowie dem Gegengewicht, das durch die Gondel des Luftschiffs gebildet wird.

Als Stromquelle benutzt der Sender eine Wechselstromdynamo mit angebauter Erregermaschine. Die Dynamo leistet bei einer Tourenzahl von etwa 3000 i. d. Min. und einer Periodezahl von 500 i. d. Sek. ungefähr 500 Watt; sie wird von dem Motor des Luftschiffs entweder durch Ketten oder durch ein entsprechendes Vorgelege angetrieben und beansprucht etwa 2 PS. Der Sendeparat besteht im wesentlichen aus dem Transformator, der Kapazität, einer normalen Selbstinduktion, einer Löschfunkenstrecke, einer Luftdrahtverlängerungsspule, einem Amperemeter und der Taste. Sämtliche Teile sind in dem Apparatkasten untergebracht.

Als Empfänger dient ein Hörempfangssystem (Spezialtyp für Luftschiffe), das zum Empfangen von Wellen von 600 bis 1400 m eingerichtet ist. Die einzelnen Teile (variable Selbstinduktion, Detektor, Telephon nebst Blockkondensator und eine Blockierung für den Detektor) sind gleichfalls in dem genannten Apparatkasten untergebracht.

Die Antenne besteht aus einer etwa 200 m langen Bronzelitze, die durch eine Haspel in kurzer Zeit heraufgeholt werden kann. Die Haspel besitzt eine stark isolierte Kurbel, eine Sperrklinke und eine Handbremse. Die Bronzelitze, die am unteren Ende eine Kugel trägt, wird über Leitrollen nach unten abgelassen.

Der Sender-Erregerkreis läßt sich durch Einschaltung entsprechender Luftdrahtspulen in die Antenne auf mehrere Wellen im Bereiche von 300 bis 2000 m abstimmen. Die genaue Abstimmung wird dadurch erzielt, daß man den Antennendraht mehr oder weniger herabläßt. Der Antennendraht wird durch verschiedenfarbige Marken, die mit den Anschlüssen

¹⁾ Vgl. hierüber ausführlich meinen Aufsatz über »Funkentelegraphie und Luftschiffahrt« in Nr. 22 bis 24/1912 der »Blätter für Post und Telegraphie«, Berlin.

¹⁾ Siehe ds. Ztschr. 1912, Heft 3, S. 32.

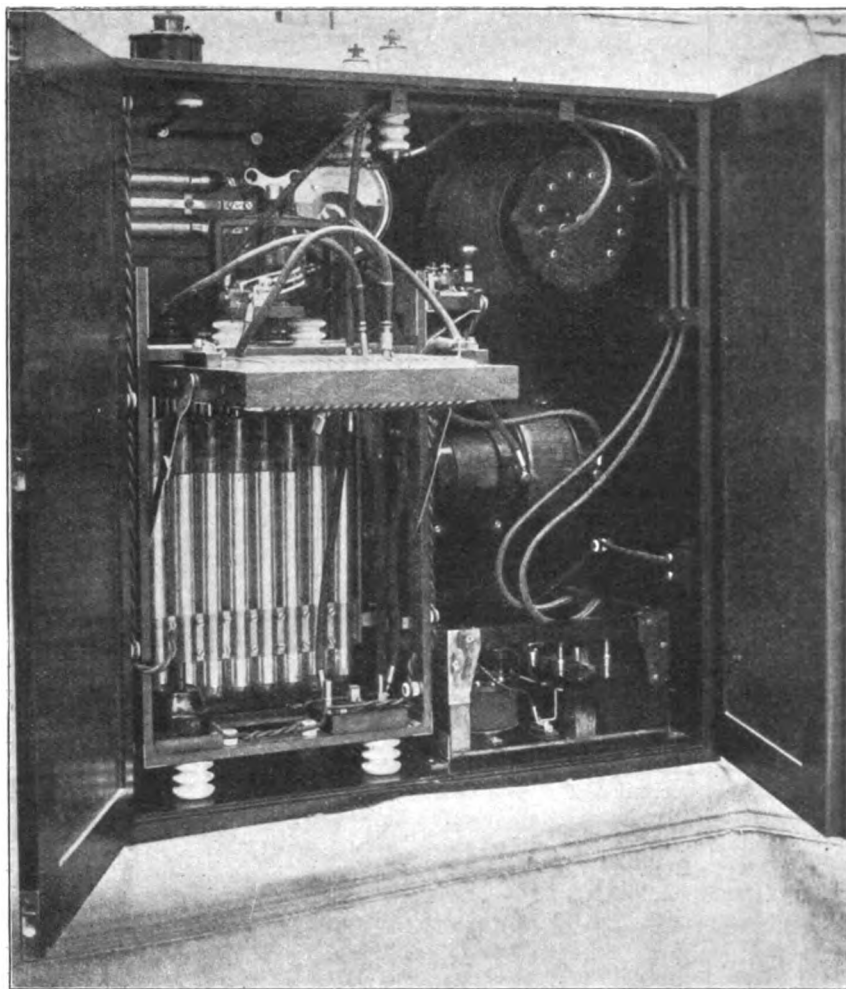


Fig. 1.

der Erreger- und Kopplungswindungen übereinstimmen, für die entsprechenden Wellen gekennzeichnet. Falls ein Luftschiff in geringerer Höhe fährt, kommen also nur die kleinen Wellen in Betracht. Der Empfänger erhält die gesamte Selbstinduktion, die zur Vergrößerung der Antenneneigenschwingung nötig ist, zum gleichzeitigen galvanischen Koppeln des Detektors; die Kopplungswindungen des Detektors lassen sich durch verschiedenes Stöpseln ändern.

Mit solchen Stationen sind Reichweiten bis zu 250 km im Verkehr mit fahrbaren Stationen erzielt worden. Das Gesamtgewicht der Luftschiffstation, die nur geringen Raum beansprucht, beträgt etwa 125 kg.

Eine etwas andere Anordnung der Apparate dieser Luftschiffstation ist in Fig. 2 dargestellt. Den Raumverhältnissen in den Gondeln der Luftschiffe Rechnung tragend, sind die funkentelegraphischen Apparate der Station in einem Holzschrank, der durch eine Vertikalwand in eine offene vordere und eine geschlossene hintere Hälfte abgeteilt ist, untergebracht. In der vorderen Hälfte befinden sich die zu bedienenden Einzelapparate des Senders und Empfängers, während in der hinteren Hälfte diejenigen Teile des Senders, wie Selbstinduktion, Kapazität usw. eingebaut sind, die keiner Wartung bedürfen. Auf dem Schrank ist auf vier Porzellanisolatoren eine Haspel, auf der ein Luftdraht von etwa 200 m Phosphorbronzelitze aufgewickelt ist, mit stark isolierter Kurbel, Sperrklinke, Bremse, Zählerwerk und Laufrad befestigt. An der rechten Außenseite befinden sich die Klemmanschlüsse für die Stromquelle und die Stationsbeleuchtung.

Als Antenne dient die auf die Haspel aufgewickelte Bronzelitze von etwa 3 mm Durchmesser, die vermittelt der isolierten Handkurbel der gewählten Wellenlänge entsprechend abgekurbelt und durch passend angeordnete isolierte Laufräder über den Bord der Gondel freischwebend herabgelassen wird. Ein Zählwerk gibt die abgekurbelte Drahtlänge in Metern an.

Ein Luftdrahtumschalter, der im Schrank angebracht ist, bewirkt in der Senderstellung ein Blockieren der Empfangsapparate und in der Empfangsstellung dasselbe für die Stromquelle, so daß durch unbeabsichtigtes Niederdrücken der Taste beim Empfang die empfindlichen Teile des Empfängers nicht gefährdet werden.

Auch für Freiballone ist der Besitz einer funkentelegraphischen Bordstation — wenigstens einer einfachen Empfangsvorrichtung — von größter Wichtigkeit, da der Ballon hierdurch z. B. dauernd über die Wetterlage unterrichtet werden kann oder bei militärischen Fahrten noch nach der Abfahrt sich weitere Anweisungen nachsenden lassen kann. Für Freiballone und bei Verkehrsfahrten von lenkbaren Luftschiffen wird in den meisten Fällen die Mitnahme eines leichten und verhältnismäßig billigen Empfangsapparates genügen. Ein solcher Apparat ist neuerdings von der Telefunken-Gesellschaft gebaut worden.

Dieser einfache Telefunkenempfänger (Type E 33) für Wellen von 300 bis 2000 m dürfte infolge seines geringen Gewichtes (etwa 4 kg) an Bord von Freiballonen und kleinen Lenkballonen zur Positionsbestimmung und Orientierung über die Wetterlage von ähnlicher Bedeutung werden, wie funkentelegraphische Empfangsapparate an Bord von Schiffen.

Der Empfänger (Fig. 3) ist in einem Holzkasten *k* (äußere Abmessungen $20 \times 20 \times 20$ cm) eingebaut, der oben mit einer Hartgummiplatte verschlossen ist (Fig. 4). Auf dieser Platte befinden sich:

1. der Drehknopf *d* mit der Feststellvorrichtung *f* und dem Zeiger *z*;
2. die Gradskala *g* nebst dreifarbiger Wellenskala (kleine Wellen weiß, mittlere rot, große gelb);
3. der Umschalter *u* mit dreifarbiger Einteilung wie unter 2.;
4. der Detektor *i* mit Einsatzstück;

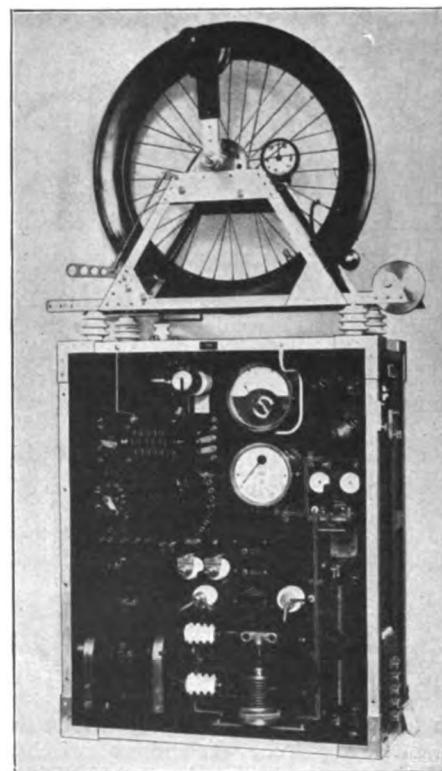


Fig. 2.

5. das Reserve-Detektor-Einsatzstück i^1 ;
6. 2 Telephon-Stöpselbüchsen i ;
7. der Drehknopf p für den Prüfer;
8. 2 Anschlußklemmen n und m für Antenne und Erde.

Im Innern des Holzkastens k befinden sich die für die Welleneinstellung und Abstimmung erforderlichen elektrischen Teile, wie: Variometer, Kondensatoren, Summer, Spulen und Element mit den dazu gehörigen Verbindungsleitungen.

Durch einfache Einstellung des Wellenumschalters u und des Zeigers z auf die einzelnen Wellenmarken wird der aus drehbarem Variometer und festem Kondensator bestehende, abstimmbare Schwingungskreis des Empfängers auf die der betreffenden Welle entsprechende Eigenschwingung gebracht. Ein Teil der in diesem mit der Antenne verbundenen Schwingungskreise sich ansammelnden Empfangsenergie wird durch einen vom Variometer abgezweigten aperiodischen Kreis dem Detektor i zugeführt, hier gleichgerichtet und dadurch in dem in den Detektorkreis eingeschalteten Telephon im Rhythmus der ankommenden Zeichen hörbar gemacht.

Um die richtige Einstellung des Apparates ebenso wie die ordnungsmäßige Beschaffenheit von Antenne, Anschlüssen, Detektor und Telephon zu prüfen, wird vor jedem Empfang der links auf der Platte befindliche Drehknopf p des Prüfers kurz in der Pfeilrichtung herumgedreht. Diese Drehung erzeugt im Telephon, falls der Apparat in Ordnung ist, ein summendes Geräusch. Wird dieses Geräusch nicht oder nur schwach gehört, so wird zunächst der Drehknopf r auf dem Detektor i so lange vorsichtig gedreht, bis das summende Geräusch erscheint. Dies werden in der Regel die einzigen Handgriffe sein, um den Apparat empfangsfertig zu machen. Nur bei vorkommenden Beschädigungen des Detektors durch starke atmosphärische Entladungen muß dieser gegen das jedem Apparat beigegebene Reserve-Einsatzstück ausgewechselt werden, was mit wenigen Handgriffen zu bewerkstelligen ist. Auch soll die Antenne von Zeit zu Zeit darauf nachgesehen werden, ob Drähte, Isolatoren usw. nicht beschädigt oder gerissen sind. Ebenso müssen die Zuleitungen, Anschlüsse und Durchführungen zur Antenne gelegentlich kontrolliert werden.

Einen noch einfacheren Empfangsapparat für Zeit- und Sturmwarnungen sowie für verabredete Zeichen usw., der auch von Laienhand leicht bedient werden kann, zeigt uns die Fig. 5. Da dieser sogenannte Einwellenempfänger auch

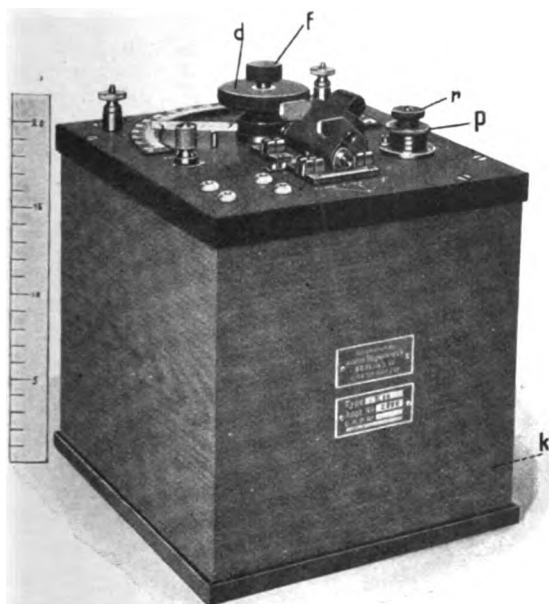


Fig. 3.

auf Flugzeugen Verwendung finden soll, wo die Raumverhältnisse beschränkt sind und unnötiges Gewicht vermieden werden muß, ist außer auf Einfachheit besonderer Wert auf geringes Gewicht und kleine Abmessungen gelegt worden. Der Empfänger ist in einem widerstandsfähigen, verschließbaren Holzkasten (äußere Abmessungen $20 \times 27 \times 16$ cm) eingebaut

und so vor äußerer Beschädigung geschützt. Die elektrischen Verhältnisse des Apparats gestatten durch Anwendung eines sekundären abgestimmten Schwingungskreises eine scharfe Abstimmung auf die ihm eigentümliche Welle, so daß Störungen durch in der Nähe arbeitende Stationen oder atmosphärische Entladungen den Empfang nur wenig beeinflussen. In dem

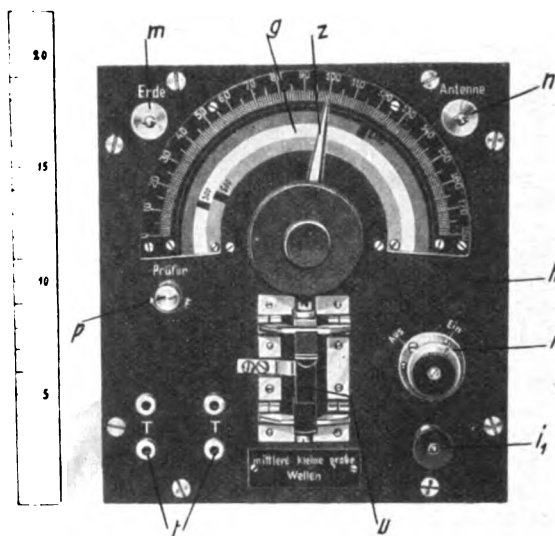


Fig. 4.

Apparat ist eine Schaltvorrichtung angebracht, durch die nach Gebrauch desselben beim Schließen des Kastens selbsttätig der Luftdraht mit der Erde direkt verbunden wird. Hierdurch werden Gewitterentladungen nach der Erde abgeleitet, so daß diese keine Beschädigungen des Apparates bei Nichtgebrauch hervorrufen können.

In letzter Zeit ist man besonders in Deutschland und in Frankreich bemüht, die drahtlose Telegraphie auch der Flugs-kunst dienstbar zu machen. Namentlich die Militärverwaltungen beschäftigen sich eingehend mit diesem Problem. Während das im Aufklärungsdienst benutzte Flugzeug bisher zur Übermittlung der gemachten Beobachtungen zu seiner Befehlsstelle zurückkehren mußte, setzt die Funkentelegraphenstation an Bord des Flugzeuges den Beobachter in den Stand, seine Aufzeichnungen während der Fahrt an die fahrbaren bzw. Festungsstationen weiterzugeben, wodurch nicht nur eine schnellere Übermittlung, sondern auch eine erhebliche Zeitersparnis eintritt. Besonders wichtig ist die Ausrüstung des Flugzeuges mit Funkentelegraphenapparaten in dem Falle, wo ihm die Aufgabe zufällt, das Einschlagen der Geschosse einer Batterie zu beobachten, also längere Zeit in der Luft bleiben muß und seine Beobachtungen sofort zu melden hat.

Die von Telefunken gebauten Radiostationen für Flugzeuge sind während der Fahrt jederzeit bereit, Telegramme zu senden bzw. zu empfangen. Sie sind normal mit einer Senderwelle ausgerüstet. Als Antenne — auf die allgemeinen Gesichtspunkte hinsichtlich der Anordnung der Antenne und des Gegengewichts wird später noch besonders eingegangen — dient ein auf einer Haspel aufgewickelter Bronzedraht, der rasch auf- und abgewickelt werden kann. Als Gegengewicht dient der Motor und die Verspannungsdrähte des Flugzeuges. Bei den in erster Linie für militärische Zwecke im Aufklärungsdienst zur Verwendung geeigneten Stationen wird die zum Betriebe des Senders erforderliche Energie von einer hochperiodigen Wechselstrommaschine geliefert. Die Umdrehungszahl der Dynamomaschine ist möglichst groß gewählt, um ihr Gewicht möglichst herabzusetzen. Da die Umdrehungszahl der Propellerachse meist nur 1100 bis 1200 Umdr. i. d. Min. beträgt, so ist der Einbau einer Übersetzung notwendig. Um eine möglichst bequeme Montage des Maschinenaggregats zu erzielen, ist das Getriebe mit der Dynamomaschine starr verbunden und der Antrieb erfolgt mittels einer biegsamen Welle, so daß die Umdrehungszahl derselben nur gleich der Propellerwelle ist. Im Getriebe ist gleichzeitig eine Kuppelung vorgesehen, die gestattet, die Dynamo nach Belieben ein- und auszuschalten.

Hierdurch ist das dauernde Laufen der Dynamomaschine und die damit verbundene Abnutzung derselben vermieden. Das Gewicht dieser Station beträgt für eine Reichweite von etwa 100 km rd. 35 kg.

Für kleinere Reichweiten hat Telefunken ebenfalls eine Station konstruiert, die in Fig. 6 dargestellt ist.



Fig. 5.

Zur Ausstrahlung der Senderenergie und zur Aufnahme der ankommenden Wellen beim Empfang dient ein Draht, der vom Flugzeug herabgelassen wird, nachdem dieses sich vom Boden erhoben hat. Der Antennendraht ist auf einer in Kugellagern gelagerten Trommelachse aufgewickelt, die in unmittelbarer Nähe des Beobachters am Flugzeug angebracht ist. Von der Haspel führt der Antennendraht aus Phosphorbronze in einem Kupferrohr längs eines Trägers des Fahrgestells zu einem Punkte, bei dem einerseits keine Gefahr vorhanden ist, daß der abgewickelte Draht in den Propeller geraten und der andererseits beim Landen nicht mit dem Erdboden in Berührung kommen kann. Das Ende des Drahtes ist mit einer Bleikugel beschwert, um ein leichtes Abwickeln desselben herbeizuführen und um den Draht im abgewickelten Zustand stets gespannt zu halten. Der Draht selbst ist in Abständen von 5 zu 5 m mit Reißstellen versehen. Diese Reißstellen, deren Zerreißfestigkeit nur etwa 5 bis 10 kg beträgt, sollen in dem Fall, daß der Antennendraht sich bei niedrigen Flügen am Boden verwickelt, reißen und auf diese Weise verhindern, daß das Flugzeug durch einen plötzlichen Ruck in Gefahr gerät, zu kippen. Das obere Ende des Antennendrahtes ist metallisch mit der Haspel verbunden. Durch eine Stöpselschnur ist letztere beim Senden an den Sender, beim Empfangen an den Empfänger angeschaltet.

Als Gegengewicht dienen sämtliche Metallteile des Flugzeuges: die Spanndrähte des Fahrgestells, der Motor, die Kühler usw. Zur Erzielung größerer Reichweiten wird erforderlichenfalls die Kapazität des Gegengewichts noch durch besonders ausgespannte Drähte oder durch Metallisierung der Tragflächen vergrößert.

Der Sender ist in einen Holzkasten eingebaut. Zur Inbetriebsetzung muß die Verbindungsleitung zwischen Haspel

und Sender hergestellt werden. Auf der Deckplatte des Senders befinden sich zu diesem Zweck zwei Stöpsellöcher, in die die Verbindungsschnur für Antenne und Gegengewicht eingestöpselt wird. Die in der Vorderwand des Senders angebrachte Klappe, auf der sich die Taste befindet, ist herausklappbar. Die Regulierung der Kopplung zwischen der Antenne und dem Primärkreis sowie die Veränderung der Selbstinduktion der Antennenverlängerungsspule erfolgt durch zwei auf dem Senderkasten befindliche Handgriffe, die sich einzeln feststellen lassen, so daß man beide Griffe einzeln wie auch beide gemeinsam drehen kann. Neben dem Stöpsel für den Anschluß der Verbindungsleitung zur Luftdrahthaspel befindet sich eine Heliumröhre als Wellenanzeiger, die zur Einstellung der Resonanz zwischen Primär- und Sekundärkreis dient.

Auf der Grundplatte des Senders befindet sich auch der Empfänger. Der Anschluß der Antenne an den Empfänger geschieht ebenfalls dadurch, daß die Stöpselschnur der Luftdrahthaspel in das Stöpselloch des Empfängers eingeführt wird. Auf der Empfängerplatte befindet sich eine Schiebepule zur Veränderung der Abstimmung der Antenne. Parallel zu dieser Luftdrahtverlängerungsspule ist der Detektor und der Hörer geschaltet. Parallel zu dem Hörer ist noch ein Blockkondensator angeordnet. Das Kopftelephon ist in einer mit weichem Filz ausgepolsterten Fliegerkappe, die den Schall abhält, eingebaut, wodurch eine Aufnahme der im Telephon hörbaren Zeichen trotz des Geräusches des Flugmotors möglich gemacht wird. Natürlich ist es notwendig, daß die Lautstärke eine etwas größere ist als beim Normalbetrieb fester Stationen.

Betrieben wird die Station von dem Strom einiger Elemente oder einer kleinen Akkumulatorenbatterie; dieser Strom speist einen Induktor mit Hammerunterbrecher, dessen hochgespannter Strom die Kapazität des Senders aufladet. Das Gewicht einer solchen Station beträgt etwa 25 kg.

Großes Interesse auf der Ausstellung fand der Demonstrationsempfänger des Telefunkenkompasses, der zur Demonstrierung der Kompaßeinrichtung mit einem Lautverstärker in Verbindung stand, und die Demonstrations-Stoppuhr, deren Zeiger mit der drehenden Antenne des

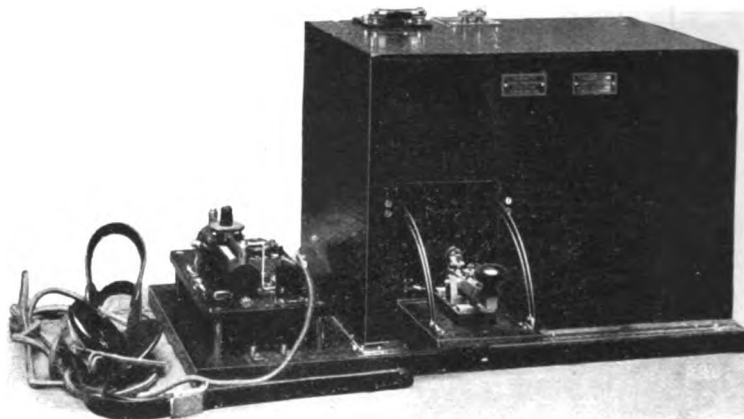


Fig. 6.

Sendermodells synchron lief und die Richtung der ausgesandten Wellenzüge anzeigte. Diese auf einem neuen Prinzip beruhende Anordnung wurde in der Ausstellungshalle täglich im Betriebe vorgeführt. Mit der Anordnung wurde eine Ortsbestimmung gegen eine feste Richtstation, die in Gartenfelde bei Spandau zu diesem Zwecke errichtet war, auf der Ala praktisch gezeigt.

Der Telefunkenkompaß arbeitet unter Benutzung eines normalen einfachen Empfängers. Die Ortsbestimmung erfordert keine rechnerische oder sonstige komplizierte Tätigkeiten, sondern wird durch eine einfache Stoppuhr, die vom Luftschiffer bedient wird, vorgenommen.

Dem Prinzip des Telefunkenkompasses liegt ein Verfahren zugrunde, wonach feste Stationen gerichtete Signale senden und der bewegliche Empfänger mit einer ungerichteten Antenne ausgerüstet, die Richtung feststellt, aus der die Signale kommen. Die Sendereinrichtung besteht im großen und ganzen aus einer gerichteten Senderantenne, der noch eine zweite ungerichtete hinzugefügt wird. Vor Beginn der Arbeit des gerichteten Senders wird der Senderapparat an die ungerichtete Antenne geschaltet, und es wird mit dieser ein kurzes Signal — ein Zeitsignal — abgegeben. Als dann wird durch eine automatische Schaltvorrichtung der Sender mit den einzelnen gerichteten



Fig. 7.

Antennenpaaren verbunden und gibt in zeitlich regelmäßigen Abständen mit jeder der gerichteten Einzelantennen ein kurzes Zeichen, das für alle gerichteten Antennen das gleiche ist. Die gerichteten Signale beginnen stets mit einer bestimmten Antenne, z. B. der Nord-Südantenne, und gehen dann im Sinne des Uhrzeigers mit konstanter Geschwindigkeit der Stoppuhr.

Über diese neue Orientierungsmethode berichtet die Telefunken-Gesellschaft folgendes:

Der normale Empfänger der sich orientierenden Station erhält einen neuen Zusatzapparat in Gestalt einer mit der Drehgeschwindigkeit des Senders synchronen Anzeigevorrichtung. Diese ist als »Stoppuhr« (Fig. 7) ausgeführt, welche nicht in Grade geteilt ist, sondern in Himmelsrichtungen wie eine Windrose. Der Anfangspunkt der Stoppuhr ist mit derjenigen Himmelsrichtung bezeichnet, mit welcher der gerichtete Sender seine Drehbewegung anfängt, also in unserem Falle beispielsweise mit der Nord-Südrichtung. Der Telegraphist hört das Zeitsignal des Senders, drückt auf die Stoppuhr, so daß der Zeiger seine Bewegung anfängt. In diesem Moment gehen vom Sender gerichtete Signale in der Nord-Südrichtung aus und die Zeigerdrehung der Stoppuhr beginnt. Hört der Tele-

graphist das Minimum der Lautstärke, so arretiert er die Stoppuhr. Ihr Zeiger steht dann auf derjenigen Richtung, in welcher der Sender das mit minimaler Lautstärke angekommene Signal abgab.

Die Umdrehungsgeschwindigkeit des Senders bzw. der Stoppuhr beträgt eine halbe Minute, so daß beispielsweise in 5 Minuten 10 vollkommene Drehungen und demnach 10 vollkommene Messungen der Lautstärke ausgeführt werden. Der Mittelwert hat dann eine erheblich größere Genauigkeit als bei einer einzigen Messung. Die Sendereinrichtungen erhalten automatischen Antrieb, besonderes Bedienungspersonal ist daher unnötig. Die Tätigkeit des Telegraphisten an der Empfangsstation ist auf die Feststellung des Minimums der Lautstärke und auf das Ingangsetzen und Arretieren einer Stoppuhr beschränkt. (Schluß folgt.)

Patentschau.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. I. 13903. Verfahren zur Herstellung von hohlen, leichten, widerstandsfähigen Metallpropellern. Pierre Jacomy, Asnières, und François Jahan, Courbevoie, Frankr.; Vertr.: E. W. Hopkins u. K. Osius, Pat.-Anwälte. A 16. 8. 11. E 6. 7. 12.

77 h. L. 27393. Flugvorrichtung mit fallschirmartig angeordneten Luftschauben. Christian Lorenzen, Harrow, Engl.; Vertr.: H. Neubart, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. A 15. 1. 09. E 6. 7. 12.

77 h. M. 39468. Flugzeug mit einem der Stabilisierung dienenden allseitig pendelnden Führersitz. Alfred Miltz, Berlin-Schmargendorf, Misdroyerstraße 13. A 3. 11. 09. E 6. 7. 12.

77 h. M. 40702. Vorrichtung zur Erlernung des Kunstfluges. William Frederick Mangels, New York; Vertr.: Dr. B. Alexander-Katz u. G. Benjamin, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. A 16. 3. 10.

77 h. S. 34320. Gepolsterte Schutzkappe für Luftfahrer. Jakob Swierowitsch, Crimmitschau i. Sa., Friedrichstr. 5. A 25. 7. 11. E 6. 7. 12.

77 h. V. 9049. Flugvorrichtung mit vorn unter der Tragfläche angebrachtem, vorn scharf zulaufenden und hinten stumpf abschließenden Hohlkörper. Gustav Voigt, Stettin, Schillerstr. 16. A 29. 1. 10. E 6. 7. 12.

77 h. M. 36915. Vorrichtung zur Stabilisierung von Luftschiffen, insbesondere Gleitfliegern, mittels eines Kreiselpendels. Louis Marmonier, Lyon; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. 19. 1. 09. E 9. 7. 12.

77 h. V. 9298. Verfahren der Verbütung von Gewichtsverlusten auf Luftfahrzeugen mit Verbrennungskraftmaschinen. Vickers Limited, Westminster; Vertr.: Paul Müller, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 13. 5. 10. E 9. 7. 12.

Priorität aus der Anmeldung in England vom 23. 8. 09 anerkannt.

77 h. M. 35750. Brandschutz für Luftschiffe. Walter Herrmann von Mach, Berlin-Schöneberg, Colonnenstraße 48/49. A 20. 8. 08. E 13. 7. 12.

77 h. M. 46250. Brandschutz für Ballons von Luftschiffen unter Verwendung von Stoffen, durch deren Berührung mit Gasen die Explosionsgefahr der letzteren gemindert wird; Zus. z. Anm. M. 35750. Walter Herrmann von Mach, Berlin-Schöneberg, Colonnenstr. 48/49. A 20. 8. 08. E 13. 7. 12.

77 h. St. 14785. Starres Gerippe für den länglichen Gasstragkörper von Luftschiffen. Martin Stühler, Cöln a. Rh., Lützowstr. 4. A 17. 1. 10. E 13. 7. 12.

77 h. L. 29135. Flugzeug mit quer zur Flugrichtung gewölbten Tragflächen und vorn gelagerter schwenkbarer Schraube. François Lebreil, Villeurbanne, Raoul Desgeorge, Lyon, u. Charles Thomassin, Vesoul, Frankr.; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 24. 11. 09. E 13. 7. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 25. 11. 08. anerkannt.

46 b. H. 56735. Vorrichtung zum Massenausgleich von Kolbenventilen an umlaufenden Verbrennungskraftmaschinen. Georg Hoffmann, Frankfurt a. M., Zietenst. 24. A 30. 1. 12. E 13. 7. 12.

46 c. R. 31930. Verbrennungskraftmaschine mit strahlenförmig angeordneten umlaufenden Zylindern und feststehender Kurbel. Harry Ralph Ricardo, London; Vertr.: H. Springmann, Th. Stort u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 8. 11. 10. E 9. 7. 12.

Auszüge aus den Patentschriften.

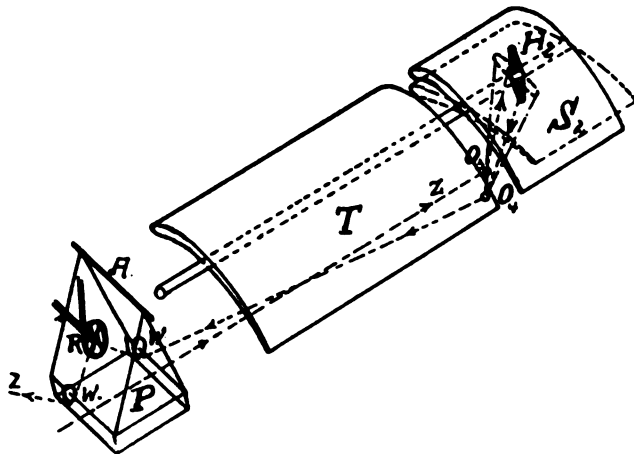
241963. Azetylzellulose oder verwandte Verbindungen als Dichtungs- oder Bekleidungs-mittel von Konstruktionsteilen für Luftschiffahrtszwecke. Internationale Zellulose-ester-Gesellschaft m. b. H. in Sydowsaue bei Stettin.

— Die Verwendung von Zelluloseestern für Konstruktionsteile von Luftfahrzeugen ist bereits mehrfach angeregt worden, so z. B. für Schraubenflächen von Luftschrauben, welche aus an einem Rohrgewinde befestigten Zelluloidplatten hergestellt sind, ferner als Dichtungsmittel für Metallgerippe oder durchlöchernte Metallplatten, wobei deren Löcher durch einen aus Azetylzellulose oder verwandten Verbindungen bestehenden Klebstoff geschlossen sind. Der Anwendung von Zelluloidplatten steht für den bezeichneten Zweck die leichte Entflammbarkeit des Zelluloids in der Praxis entgegen.

Nach vorliegendem Patente werden endlose Filmstreifen von Azetylzellulose oder verwandten Verbindungen in einer dem Zweck angepaßten Breite benutzt, welche auf einer Rolle fest aufgewickelt sind und unter Spannung von derselben abgezogen werden können. Diese Filmstreifen werden unter gegenseitiger Überlappung und Verklebung der Ränder zur Herstellung einfacher oder mehrfacher zusammenhängender Bahnen benutzt, welche zum Bekleiden der verschiedensten Konstruktionsteile oder zur Herstellung von gasdichten Stoffen dienen sollen.

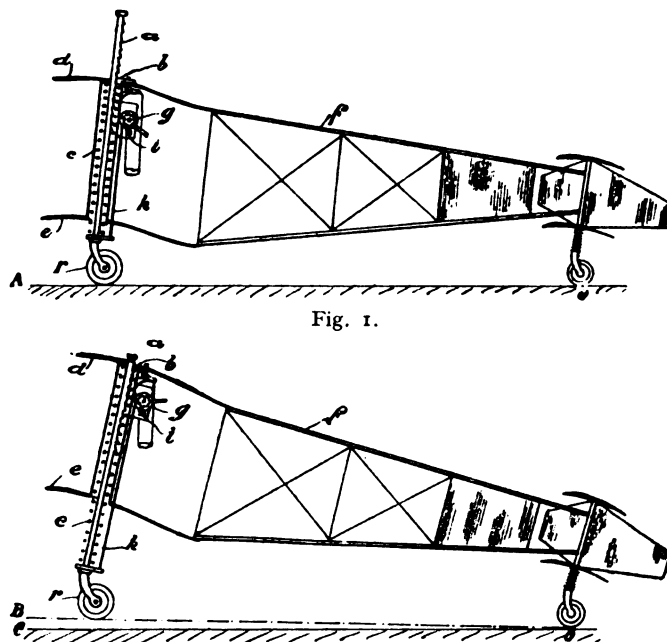
244 443. Flugzeug mit von einer pendelnd angeordneten Gondel selbsttätig verstellbaren Stabilisierungsflächen. Willy Urban in Bonn. — Der die Stabilisierungsflächen *S* verstellende endlose Seilzug *Z* ist über ein auch von Hand drehbares Steuerrad geführt, so daß durch Drehen dieses Rades *R* ein Verstellen der Stabilisierungsflächen zwecks Kurvenflugs ermöglicht wird.

Die Gondel *P* kann auf Achse *A* quer zur Flugrichtung pendeln.



Zu Nr. 244 443.

244 442. Abflugvorrichtung für Drachenflugzeuge. Frédéric Charles Rossel in Doubs, Frankreich. — Die Tragflächen *d e* sind starr mit dem Gerüst *f* (Fig. 1 und 2) verbunden. Die Anordnung kann jedoch auch derart gewählt werden,



Zu Nr. 244 442. Fig. 2.

den, daß die Tragflächen *d e* an dem Fahrzeuggestell *f* angelenkt sind, so daß die Tragflächen allein eine Einstellung relativ zu dem übrigen Teil des Fahrzeuges erfahren.

Die Änderung der Neigung der Tragflächen *d e* soll so rasch wie möglich erfolgen, damit der Zeitraum des Aufsteigens des Fahrzeuges vom Boden sehr kurz ist, also gewissermaßen vom Flugzeug ein Sprung ausgeführt wird.

Die unter Federwirkung stehende verschiebbare Stange *a* der Radgabeln sind mit Zähnen versehen, so daß eine Sperrklinke *b* in Eingriff kommen kann, die an einem festen Punkt des Gestelles befestigt ist. Die Zähne der Stange *a* und die Sperrklinke *b* sind derart ausgebildet, daß die Stange in derjenigen Richtung, in welcher ein Zusammendrücken der Feder *c* vorgenommen wird, sich frei verschieben kann, dagegen eine Feststellung erfährt, sobald die Druckwirkung auf die Feder *c* aufhört.

In dem Augenblick der Anfahrt sind die Federn *c* der vorderen Stoßdämpfer zusammengepreßt und werden in diesem Zustand durch die Sperrklinke *b* gehalten. Wenn diese Elemente sich in dieser Lage befinden und das Flugzeug in Gang gesetzt wird, bieten die Tragflächen *d e* der Vorwärtsbewegung ein Mindestmaß von Widerstand; das Flugzeug kann daher beim Anfahren eine große Geschwindigkeit erreichen (Fig. 1). Sobald diese Geschwindigkeit von dem Fahrer als genügend erachtet wird, schaltet dieser die Sperrklinke *b* aus, um sie außer Eingriff mit der Stange *a* zu bringen und so ein Entspannen der vorderen Stoßdämpferfedern *c* zu ermöglichen. Infolge dieser Entspannung der Federn hebt sich der ganze vordere Teil des Apparates hoch, er vollzieht gewissermaßen einen Sprung derart, daß die Tragflächen *d e* sich unter einem größeren Einfallswinkel dem Luftstrom darbieten (Fig. 2).

244 301. Vorrichtung zum Verhüten des Absturzes von Flugmaschinen. James Means in Boston, Mass., V. St. A. — Die Tragflächen *A A*, von denen zwei Paar vorhanden sind, sind über dem Schwerpunkt des Flugzeuges angebracht, wobei das eine Paar an Vorder- und Rückseite und das zweite Paar seitlich angeordnet ist. Jede Fläche ist mit einer in Lagern *B* gestützten Welle *C* drehbar.

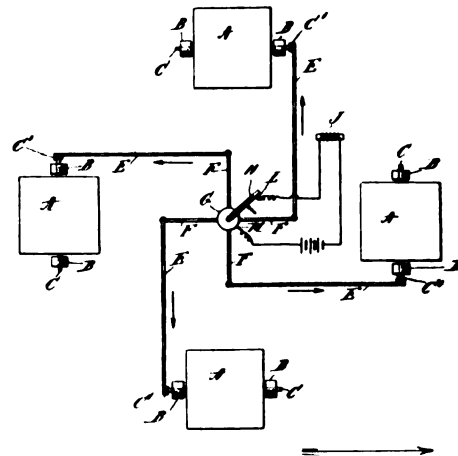
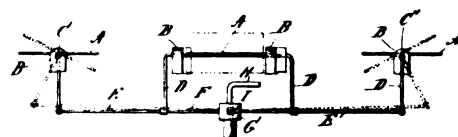


Fig. 1.



Zu Nr. 244 301. Fig. 2.

Wie in Fig. 2 in vollen Linien gezeichnet ist, liegen die Flächen *A A* für gewöhnlich parallel zur Flugrichtung. Durch eine, aus dem Handhebel *H*, einem Kreuzhebel *F* und den Zugstangen *D* und *E* bestehende Vorrichtung ist der Führer imstande, gleichzeitig alle Flächen *A A* in zur Ebene des Flugzeuges geneigte Lagen zu bringen, so daß die äußeren Ränder dieser Flächen nach oben zeigen, wie durch punktierte Linien in Fig. 2 dargestellt.

Um bei einem Kippen des Flugzeuges den Motor sofort abstellen zu können, ist mit dem Handhebel *H* ein Schalter *L M* verbunden, der den Zündstromkreis *J* des Motors unterbricht, sobald die Flächen *A A* zueinander im Winkel eingestellt werden.

241 296. Ablaufvorrichtung für Flugmaschinen. James Means in Boston, Mass., V. St. A. — Bei Anwendung einer verhältnismäßig nur kleinen Kraftmaschine wird die zum Abflug erforderliche große, aber nur kurze Zeit nötige Kraft durch Aufspeicherung beschafft, indem entweder ein Schwungrad allmählich in größere Geschwindigkeit gebracht oder die Masse des Schwungrades allmählich vergrößert wird entweder durch Anwendung eines Wechselgetriebes (wie bei Automobilen), oder indem nach und nach mehrere Schwungräder eingeschaltet werden.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN DR. S. FINSTERWALDER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	DR.-ING. H. FÖTTINGER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E. DR. FRITZ HUTH GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
--	--	--	--

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

15. Juni 1912.

Heft 11.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.) S. 141.
Beiträge zur Theorie der Luftschrauben. Bemerkungen zum Aufsatz von Dr. Kimmell. Von H. Reißner, Aachen. S. 143.

Der Stein-Eindecker. Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin, 's Gravenhage. (Mit Tafel IX.) S. 144.
Technische Rückblicke auf den Zweiten Deutschen Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein. S. 146.
Flugschau. S. 151. — Ausstellungen. S. 151. — Wilbur Wright †. S. 152.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann, Lindenberg. (Fortsetzung.)

6. Versuche über den Einfluß der Druckseitenwölbung bei sonst gleichen Sichelprofilen.

Serie IX.

Bei den unter Nr. 4 mitgeteilten Versuchen mit Kreissichelprofilen¹⁾ war einerseits (Serie *kok*) stets die (möglichst geringe) Dicke des Flügelprofils unverändert geblieben; es war gewissermaßen ein Flügelblatt von gleichbleibendem Querschnitt aus der zuerst auf einer Seite ganz ebenen Kreissegmentgrundform allmählich, in 6 facher Abstufung, immer stärker durchgebogen worden. Andererseits (Serie *eo*) waren die sechs verschiedenen Formen aber auch mit wiederum zur Ebene ausgefüllter Druckseite untersucht worden. Somit waren hinsichtlich der Druckseite nur erst die Grenzfälle in Betracht gezogen: möglichst starke, oder gar keine Wölbung.

Dabei blieb die Frage offen, in welchem Grade die Wölbung der Druckseite allein an der Verschiebung der Leistungsverhältnisse beteiligt ist, die sich bei diesen Formen ergab. Wir sahen nur, daß die starke Wölbung der Druckseiten, ebenso wie die Wölbung der Saugseiten an sich schon, dahin wirkt, das Arbeitsvermögen der Schraube beträchtlich zu steigern, und zwar in einer durchaus günstigen

Weise: die Flächenausnutzung wuchs mit zunehmenden Wölbungen beträchtlich, ohne daß der Gütegrad sich verminderte.

Um nun einen Anhalt dafür zu bekommen, in welchem Grade verschieden starke Wölbungen der Druckseite in diesem Sinne wirken, wurden bei dem Flügelpaar Nr. 6 (vgl. die Zahlentafel S. 151 des Berichtes von 1911) zwei Zwischenformen hergestellt, bei welchen die Saugseitenform unverändert gelassen wurde (Pfeilhöhe des Kreisbogens 45 mm bei 400 mm Breite), die Druckseite jedoch nach Kreisbögen, einmal von 11 und einmal von 25 mm, gewölbt wurde. Mit den früheren zwei Grenzfällen zusammen entsteht also eine Serie von vier verschiedenen Formen mit zunehmender Druckseitenwölbung. In Fig. 88 sind die Profile zusammengestellt, die wir jetzt mit Nr. 1 bis 4 bezeichnen wollen.

Die Versuchsaufnahmen zu Nr. 1 und 4 sind bereits früher in Fig. 57 (Flügel 6, *kok*) und 62 (Flügel 6, *eo*) wiedergegeben. Fig. 89 und 90 enthalten nun die Messungsergebnisse mit den neu eingeschalteten Zwischenformen Nr. 2 und 3 in der üblichen Weise. In Fig. 91 und 92 sind dann die interpolierten p - und m -Kurven für die jetzt zu betrachtenden Formen 1 bis 4 zusammengestellt; Fig. 93 stellt schließlich die Vergleichswerte der Kraftausnutzung C und des Gütegrades ϵ , abhängig vom Anstellwinkel α , in bekannter Weise zusammen.

Beim Vergleich der Kurven ist im Auge zu behalten, daß die Form Nr. 3 schon ziemlich nahe an die stärkst gewölbte, Nr. 4, herankommt. Das Wölbungsverhältnis: Flügelbreite B zur Wölbungstiefe T beträgt

¹⁾ Ds. Ztschr. 1911, Nr. 12, S. 149.

bei Flügel Nr. 1 2 3 4
auf $\frac{B}{T} = \infty$ 36 16 12,1

Die Zunahme der Schraubendrucke entspricht, wie man aus Fig. 91 sieht, ungefähr der Wölbungszunahme. Stellt man die Werte von p als Funktion von $\frac{T}{B}$ dar, so erhält man in dem praktisch in Frage kommenden Bereich

zunahme und der Steigerung zwischen Nr. 1, 2 und 3 gradlinig entsprechen würde. Dieser Einfluß ergibt in den Kurven Fig. 93 eine eigentümliche Unregelmäßigkeit in der Reihenfolge der Kraftausnutzung und des Gütegrades bei den vier Formen. Während von Nr. 1 bis 3 diese Wertzahlen abnehmen, die Wölbung also bis dahin eine Verschlechterung der Form bedeutet, hört mit weiter verstärkter Druckseitenwölbung dieser ungünstige Einfluß auf, die Kraftausnutzung bleibt bei Nr. 4 nahezu die gleiche

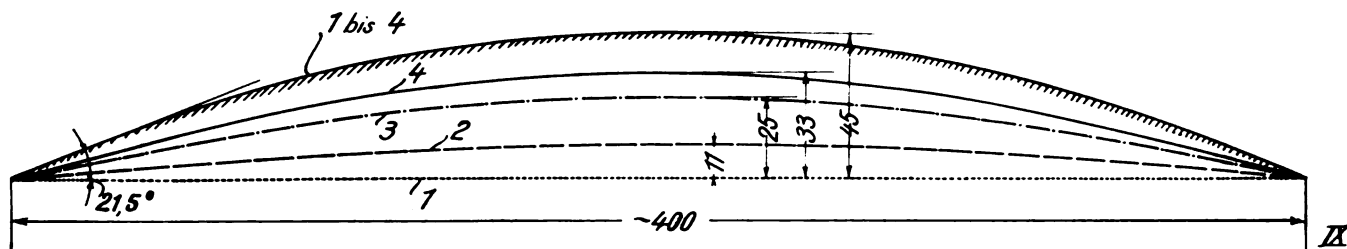


Fig. 88. Serie IX. Profile.

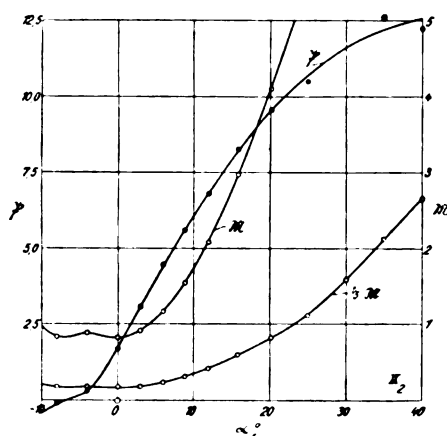


Fig. 89.

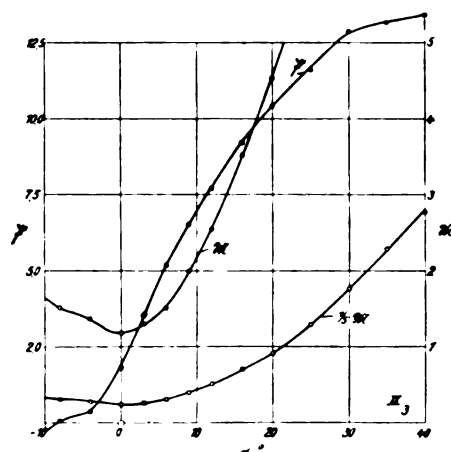


Fig. 90.

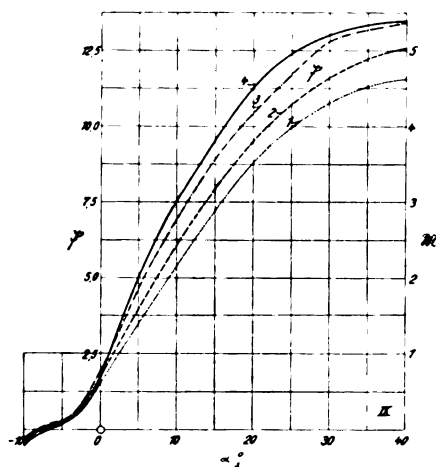


Fig. 91.

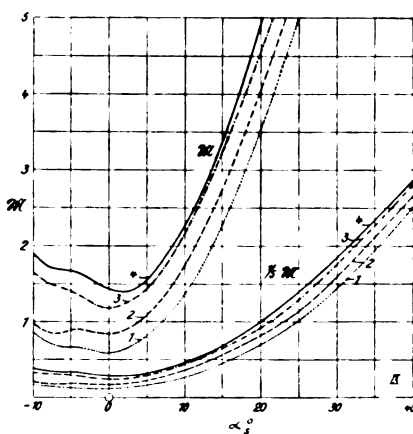


Fig. 92.

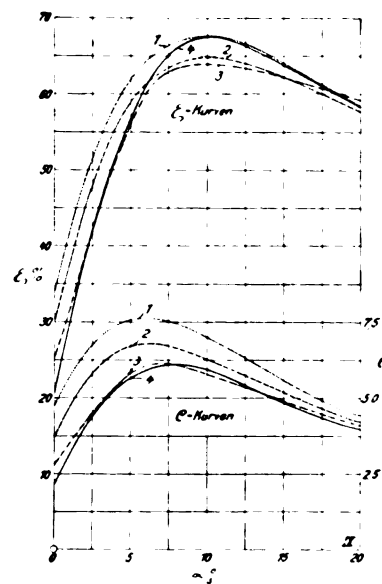


Fig. 93.

zwischen $\alpha_s = 5^\circ$ bis 20° ziemlich gerade Linien. Bei 0° zeigt sich indessen eine Abweichung: hier ist mit der Wölbung von Nr. 3 ein Höchstwert des Schraubendruckes erreicht, weiter verstärkte Wölbung bei Form 4 ergibt eine Abnahme. Ebenso nimmt bei großem α_s die Steigerung des Schraubendruckes mit der Wölbungszunahme ab.

Die Kurven der Drehmomentswerte M in Fig. 92 zeigen nicht ganz entsprechende Verhältnisse. Die Werte nehmen im Bereich von 5° bis 20° des Anstellwinkels zwischen den Kurven 3 und 4 weniger stark zu, als es der Wölbungs-

wie bei Nr. 3 und der Gütegrad steigt sogar wieder bis fast auf die Höhe von Nr. 1 an.

Dieses Ergebnis ist überraschend und mutet besonders beim Anblick der ξ -Kurven etwas unwahrscheinlich an. Indessen besteht, obwohl zwischen der Untersuchung der Formen 1 und 4 und der von 2 und 3 ein längerer Zeitraum lag, doch kein Grund, an der Zuverlässigkeit und der relativen Richtigkeit der Versuchsreihen zu zweifeln, denn es sind in der Zwischenzeit keinerlei Veränderungen an den Meßapparaten vorgenommen worden. Auch die Flügel-

formen sind mit Bezug auf die Saugseite sehr genau gleich geblieben. Veränderungen, wie sie bei hölzernen Schrauben durch Verziehen und Schwinden manchmal eine große Rolle spielen, können bei dieser Flügelkonstruktion (vgl. Fig. 44 bis 48, 1911) kaum vorkommen. Es wurde immer derselbe Versuchskörper benutzt und nur die Druckseite dadurch verändert, daß mit Hilfe von hölzernen Zwischenlagen ein dünnes, an den Kanten gut anschließendes Blech aufgebracht wurde. Die Kanten wurden verlötet, und wenn sich die Kantendicken um Kleinigkeiten (innerhalb 1 bis 2 mm) geändert haben mögen, so wissen wir aus den diesbezüglichen Sonderuntersuchungen (Abschnitt 5)¹⁾, daß deren Einfluß erst bei beträchtlichen Verdickungen merklich wird, wie sie hier gar nicht in Frage kommen. Übrigens steht es mit der Zunahme des Gütegrades bei Nr. 4 wohl im Einklang, daß die Gütegradhöchstwerte in den Formen 2 und 3 schon sehr nahe beieinander liegen. Wir müssen daher die eigentümliche Schlußfolgerung ziehen, daß vom Standpunkte des Gütegrades betrachtet, mäßige Druckseitenwölbungen weniger günstig sind als starke Wölbungen einerseits und als ebene Druckseitenform andererseits. Spätere Versuche werden Gelegenheit geben, bei andersartigen Flügelprofilformen zu prüfen, ob auch dort ähnliche Verhältnisse wiederkehren.

Beiträge zur Theorie der Luftschrauben. Bemerkungen zum Aufsatz von Dr. Kimmel.

Von H. Reifsnier, Aachen.

In Heft 4 dieses Jahrganges gibt Herr Dr. Kimmel »Beiträge zur Theorie der Luftschrauben«, in deren Einleitung er auch in einer Weise, die ich nicht unwidersprochen lassen kann, Stellung zu meinen in dieser Zeitschrift erschienenen bisherigen »Studien zur Berechnung und planmäßigen Prüfung der Luftschrauben« nimmt.

Zugleich möchte ich auch die Gelegenheit benutzen, meinen Standpunkt zu denjenigen Erklärungsversuchen darzustellen, die, wie jene von Herrn Dr. Kimmel, die Propellerwirkung durch eine mehr oder weniger in sich folgerichtige Strömungsanalogie der theoretischen Hydrodynamik nachbilden.

Herr Dr. Kimmel glaubt meine Berechnungsweise der Luftschrauben durch den Ausspruch genügend zu kennzeichnen, daß »sie die von Froude für ebene, von anderen Autoren nach diesem auch für gewölbte Flächen abgeleiteten Bewegungsgesetze geradlinig bewegter, dünner Platten zugrunde legt und zunächst nur die Wirkung eines Elements des Flügels betrachtet, während Herrn Dr. Kimmels Theorie auf den von Rankine aufgestellten Gesetzen aufgebaut sei«.

Danach scheint Herrn Dr. Kimmel vollständig entgangen zu sein, daß ich gerade die Rankinesche Betrachtungsweise der erzeugten Strömungsgeschwindigkeiten mit einer Vollständigkeit durchgeführt und auf die Flügelbreite und Flügelform angewandt habe, die meines Wissens bisher nicht bekannt war, insbesondere auch nicht mit ihrer Berücksichtigung der Drucke vor und hinter dem Propeller.

Diese von mir für ein Ringelement aufgestellten erweiterten Rankineschen Strömungen enthalten alle überhaupt möglichen Propellerstrahlbildungen, z. B. auch diejenigen von Finsterwalder, Bendemann und Kimmel, wenn man deren Annahmen über den Druck im Propellerstrahl zuläßt.

Daß ich allerdings zunächst die Annahme mache, daß die Strömung längs eines Flügelements, herausgeschnitten durch zwei benachbarte Rotationsflächen mit der Drehachse des Flügels als Achse, im wesentlichen nur von den Winkelstellungen und der Größe dieses Flügelements abhängt und nicht merklich von den benachbarten Flügelementen, setzt, wie schon Herr Knoller sehr einleuchtend ausgesprochen hat, voraus, daß die Strömung durch den Propeller in ringförmigen Schichten erfolgt und nicht etwa in sich kreuzenden Stromfäden, und die bisherigen experimentellen Feststellungen über den Verlauf der Stromfäden längs der Flügel sprechen durchaus für eine solche Ordnung der Stromfäden.

¹⁾ Ds. Zeitschr. 1911, Nr. 19, S. 248

Übrigens muß Herr Dr. Kimmel gerade diese Annahme auch machen, wenn er sagt (S. 56 links unten): »so ist die Profillehne des Flügels mit dem anderweitig (?) ermittelten Anstellwinkel gegen die konstruierte Zuströmungsrichtung zu stellen«. Woher weiß denn Herr Dr. Kimmel, daß gerade in seinem Falle die inneren Anstellwinkel und die äußeren sich nicht beeinflussen?

Gerade der Hauptschritt in meiner Berechnungsweise, eine befriedigende, bisher nicht bekannte Harmonie zu erzielen zwischen dem Strömungsverlauf, wie er durch die Sätze von der fortschreitenden und der Winkelbewegungsgröße und den Energiesatz nach Rankine gefordert wird, und einer sinn-gemäßen Übertragung der empirischen Flügelblattkräfte, wird auch jeder streng hydrodynamischen Theorie als Ziel vorschweben müssen, wenn sie das Wesentliche darstellen will.

Theoretisch an die Frage der Abhängigkeit der Strömung an einem Flügelement von den entfernten Flügelementen heranzutreten, konnte für mich, dem daran lag, in absehbarer Zeit ein technisch brauchbares nicht zu rohes Berechnungsverfahren anzugeben, nicht in Frage kommen. Es war mir ja von Anfang an klar, daß die strenge Hydrodynamik nur dann Schub und Drehmoment für einen schraubenförmigen Körper ergeben konnte, wenn zu der Strömung mit einwertigem Potential noch kreisende Strömungen um die Flügel hinzugefügt wurden. Es wäre also nötig gewesen, die dreidimensionale Zirkulation um den vollständigen Propeller innerhalb einer schraubenförmigen Strömung mathematisch darzustellen, und eine solche außerordentliche mathematische Leistung mußte noch eine Reihe von besonderen rein mathematischen Untersuchungen bedingen, ehe sie auf die technische Propellerberechnung hätte angewendet werden können. Eine derart bis zur rechnerischen Abschätzung geführte Übertragung der Zirkulationsverfahren vom zweidimensionalen Kuttaschen Fall auf das dreidimensionale Problem des freien Propellerstrahls halte ich, wie Lanchester angedeutet und neuerdings Föttinger ausführlicher auseinandergesetzt hat, für das Eintreten in eine strenge Theorie allerdings für notwendig, wie es auch in der Einleitung zu meinen Studien (S. 258 links oben) deutlich ausgesprochen ist. Oder anders ausgedrückt: Es ist sehr wünschenswert, aber bis jetzt noch nicht möglich, festzustellen, in welcher Weise die Kraftgesetze krummlinig bewegter Platten von denen geradlinig bewegter abweichen. Hier ist aber eben im Augenblick noch keine Lösung in Aussicht. Ist doch selbst für die gradlinige Bewegung von Flügeln die Druckverteilung von Flächenelement zu Flächenelement durchaus nicht allgemein bekannt!

Wenn nun aber selbst diese Aufgabe gelöst wäre, würde sie noch nicht für die Berechnung der Propeller verwendbar sein, weil die Zirkulation nur einen Auftrieb und keinen Widerstand und damit nur Propeller von 100% Wirkungsgrad ergibt, und jener Widerstand, wie ich in meinen »Studien« gezeigt habe, wesentlich ist für die günstigsten Schraubendurchmesser, Flügelbreiten und Anstellwinkel. Soll auch dieser Widerstand streng gefaßt werden, so muß auch die Wirbelablösung von der Flügelfläche betrachtet und damit die Aufgabe noch weiter ungeheuerlich erschwert werden.

Herr Kimmel geht sodann in seiner Kritik weiter mit der Bemerkung zwischen Gedankenstrichen: »im Gegensatz zur Reißnerschen Theorie, die die gegenseitige Beeinflussung der Stromfäden unberücksichtigt läßt«.

Auch dieser Einwand trifft in keiner Weise das Wesen meines Verfahrens. Da ich nämlich nicht die Stromfäden verfolge, sondern nur den Einstromungszustand in den Propellermechanismus und den entsprechenden Ausstromungszustand aus dem Propellermechanismus nebst den zugehörigen Flüssigkeitsdrucken, können Widersprüche infolge gegenseitiger Beeinflussung von Stromfäden gar nicht auftreten, denn offenbar sind solche Formen, Stellungen und Querschnitte der Flügelemente immer denkbar, wenn auch vorläufig noch nicht streng angebar, daß zwischen gewissen Grenzen diese beiden Geschwindigkeitsverteilungen erzwingen werden.

Diese Auffassung, daß es nicht auf die Strömungen außerhalb des Propellers ankommt, wenn man nur den Ein- und den Ausstromungszustand des Mechanismus kennt, ist in meinen Aufsätzen genügend ausdrücklich und mehrfach ausgesprochen und angewendet.

Wie steht es denn nun mit Herrn Kimmels Ansprüchen,

1. eine »theoretisch« einwandfreie Strömung errechnet zu haben, die der Wirklichkeit näher kommen dürfte als die bisherigen Annahmen und die gegenseitige Beeinflussung der Stromfäden deutlich erkennen läßt;
2. die gefundenen Resultate zur Konstruktion praktisch zu verwerten.

Was den ersten Punkt anbetrifft, so schränkt Herr Dr. Kimmel seinen Anspruch im Lauf der Arbeit selbst darauf ein, zwar nicht den Propellerstrahl, aber wenigstens den Zuströmungsvorgang richtig dargestellt zu haben. Für die Darstellung eines solchen Zustromes wäre aber Herrn Kimmels mathematischer Aufwand nicht nötig gewesen, sondern jede Fläche von Senken hätte in sehr einfacher Weise einen vernünftigen Zuströmungsvorgang ergeben. Wesentlich für das Propellerproblem ist gerade die Strahlbildung im Gleichgewicht mit dem durchströmten, verhältnismäßig ruhigen Medium. Daß in dieser Strahlbildung die außerordentlichen mathematischen Schwierigkeiten liegen, haben schon Greenhill und neuerdings wieder Henderson betont, und diese Forscher haben deswegen auch ihren Propellerstrahl mit einem festen Rohr umgeben müssen, um den auch in der Arbeit des Herrn Kimmel bestehenden Widerspruch zu beseitigen. Greenhill¹⁾ benutzt hier auch schon den Drucksprung längs einer ideellen Propellerfläche, Henderson²⁾ wählt als mechanisches Analogon die magnetische Kraftlinienströmung in der Umgebung von Solenoiden, mit Hilfe deren er auch den Einfluß der Flügelzahl darzustellen sucht.

Aber auch abgesehen von dem obigen Widerspruch in den Grenzbedingungen, kann ich Herrn Dr. Kimmel den Anspruch, die gegenseitige Beeinflussung der Stromfäden deutlich erkennen zu lassen und der Wirklichkeit näher zu kommen als die bisherigen Annahmen, nicht zugeben. Die wesentlichen Einflüsse der Zentrifugalkraft der im Abstrom notwendig rotierenden Stromfäden, ihrer Reibung und mitreisenden Wirkung auf die durchströmte Umgebung und die dadurch eintretenden Druckänderungen sind überhaupt in die Kimmelsche Strömungsanalogie gar nicht einzuführen, während diese Einflüsse in meiner Berechnungsweise, die eines hydrodynamischen Strömungsbildes nicht bedarf, durch die Verfügung über den Zustand am Einströmungs- und Ausströmungsquerschnitt nach dem experimentellen Studium des Vorganges eingeführt werden können.

Ich kann auch nicht einsehen, daß ein Strömungsbild der Wirklichkeit nahe kommen soll, in dem an Stelle einer Reihe von Flügeln eine physikalisch gar nicht vorstellbare dauernde Druckunstetigkeit gesetzt wird, und bestreite, daß eine vervollkommnete praktische Verwertung erzielt wird, wenn in den stetigen Zuströmungsverlauf eine Reihe von Flügeln mit ihren Geschwindigkeits- und Drucksprüngen von Saug- zu Druckseite unter willkürlichen Anstellwinkeln gesetzt werden, und behauptet wird, daß nun die erstere stetige, kräftefreie Zuströmung durch die quer hineingesetzten Körper erzwungen wird. Hier hätte wenigstens versucht werden müssen, die örtliche Flügelwirkung durch eine räumliche Verteilung von Zwangsbeschleunigungen nach H. Lorenz³⁾ oder ein sprungweise veränderliches Geschwindigkeitspotential nach F. Prasil⁴⁾ darzustellen.

Herr Kimmel wird wohl auch zugeben, daß die Anordnung der Drucksprungfläche gerade an der Flügelaustrittskante recht willkürlich ist.

Es könnte vielleicht entgegeng gehalten werden, daß eine von Herrn K. entworfene Hubschraube nach Bendemann⁵⁾ günstige Ergebnisse geliefert hat. Aus folgenden Gründen scheint mir dies kein Beweis für die Vortrefflichkeit der K.schen Theorie. Einesteils kann Herr K. weder die günstigste Drehzahl noch die aufnehmbare Motorleistung für seine Schraube vorhersagen, sondern diese sind von Herrn Bendemann erst herausgesucht worden. Andernteils scheinen die Flügelprofile entsprechend Herrn Bendemanns Empfehlungen besonders geschickt gewählt zu sein und unempfindlich in bezug auf den Anstellwinkel. Die

¹⁾ Transactions of the Institution of Naval Architects 28, 298 (1886), 29, 319, 344 (1887).

²⁾ ibidem 52, 59 (1910).

³⁾ Neue Theorie und Berechnung der Kreiselräder. München 1906.

⁴⁾ Über Flüssigkeitsbewegungen in Rotationshöhlräumen. Schweiz. Bauzeitg. 1903.

⁵⁾ Siehe die vorhergehende Nummer ds. Ztschr.

Flügelblatttheorie also scheint mir bei diesem Entwurf das Entscheidende zu sein und nicht die Potentialströmung.

Auch ein weiterer Einwand, den mir Herr Dr. Kimmel in seiner etwas ausführlicheren Dissertation¹⁾ macht, beruht auf einem Mißverständnis. Er sagt in seiner Einleitung (S. 4): »Auf Grund dieser Annahmen kommt Prof. Reißner für Trag- oder Hubschrauben, deren Leistung und Winkelgeschwindigkeit vorgeschrieben sind, zu dem Schluß, daß die günstigsten Verhältnisse eintreten, wenn die Ansaugungsgeschwindigkeit am Außenrand der Schraube auf Null sinkt. Ob das letztere aber eintritt, erscheint zweifelhaft; im allgemeinen dürfte die Einstömungsgeschwindigkeit am Außenrand gerade ihren größten Wert erreichen.«

Jawohl! Wenn man den Flügelblättern die üblichen Formen gibt, wie sie sich auch z. B. errechnen, wenn man den höchsten Gütegrad, d. h. den größten Schub bei gegebenem Radius, zu erreichen sucht. Hier handelte es sich aber nicht um vorgeschriebenen Radius, sondern um vorgeschriebene Tourenzahl (siehe S. 71 links oben Jahrg. 1911 ds. Zeitschr.), und diese Forderung ergibt so außerordentlich spitz und flach auslaufende Flügel, daß an der Erfüllung der Bedingung stromfreier Flügelspitze zu zweifeln kein Grund ist, und zwar wird die theoretische Flügelform (siehe Fig. 6, S. 70) nach außen so spitz, daß ihre konstruktive Verwirklichung allerdings Schwierigkeiten hätte.

Ich möchte schließlich zusammenfassend noch einmal folgendes betonen.

Herr Dr. Kimmel hat gegen meine Berechnungsweise, die zum erstenmal allen dynamischen (Rankineschen) Bedingungen entspricht und zugleich die empirischen Flügelgesetze sinngemäß auf die kreisende Bewegung überträgt, einige Einwände gemacht, die ich als Mißverständnisse zurückweisen muß.

Die eine Willkürlichkeit der Näherungshypothese, daß die Flügelemente unabhängig voneinander arbeiten, haftet auch seiner konstruktiven Verwertung an und betrifft eine noch gänzlich ungelöste Aufgabe der Wirbelhydrodynamik.

Herr Dr. Kimmel selbst hat gewisse Strahlbildungsansätze von Greenhill und Henderson ausgearbeitet, aber nicht einwandfrei durchführen können. Jedoch selbst eine widerspruchsfreie Lösung dieser Strömungsanalogie, so bemerkenswert sie an sich wäre, würde noch sehr, sehr weit davon entfernt sein, die wirkliche Schraubenströmung längs der Flügel zu ergeben und dadurch die Gewinnung günstiger Flügelformen zu ermöglichen.

Ich werde an anderer Stelle die Übereinstimmung meiner Ergebnisse mit Messungen am Modell und Erfahrungen am Flugzeug noch weiter beweisen können. Im übrigen beanspruchte aber der bisher veröffentlichte theoretische Teil meiner »Studien« nur, zum ersten Mal ein alles Wesentliche enthaltendes Gerippe für die Einordnung von Versuchsergebnissen und ein praktisch nachweislich bewährter Anhalt für den Entwurf zu sein. Die feineren Zusammenhänge sollten sich teils durch theoretische, teils durch experimentelle Korrekturen ergeben.

Aachen, im Mai 1912.

Der Stein-Eindecker.²⁾

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin, 's Gravenhage.

(Mit Tafel IX.)

Unter den deutschen Flugzeugkonstruktionen neueren Datums, die sich durch ihre Bauart von den vielen, mehr oder weniger sich an »berühmte Muster« anlehnenden Erzeugnissen, abheben und durch die Eigenart ihrer konstruktiven Auffassung eine nähere Besprechung rechtfertigen, gehört der von dem jungen Deutsch-Russen Walther Stein auf dem Flugplatz Teltow in eigener Werkstatte herausgebrachte und mit Erfolg gesteuerte Eindecker. (Fig. 1.)

Das Flugzeug, das durch seine schlanke Linienführung einen gefälligen Eindruck macht, zeichnet sich besonders durch große Einfachheit in der Konstruktion aus (Fig. 1).

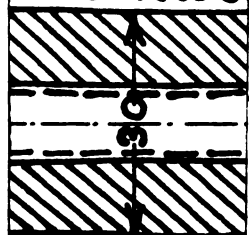
Der Gestaltung des Rumpfes, der hier an Hand der Tafel IX näher besprochen werden soll, lag vor allem das Bestreben

¹⁾ Oldenbourg, München 1912. H. Kimmel, Theorie der Luftschrauben auf aerodynamischer Grundlage.

²⁾ Nachdruck verboten.

RU

bolzen
einschwei



D
T

G, MÜNCHEN U. BERLIN

Krag-
Schweiß-
Die sechs hinteren Schotten sind mittels durchgehender Bolzen
auf dem Aluminiumrohr unverrückbar befestigt.
Die Bolzen bestehen aus Stahlröhrchen von 10 mm
Durchmesser, in deren Enden die mit Gewinde versehenen
Stützen eingelassen sind.

Fig. 3.

$$=$$

~~Führung~~
besonders

Der Gestaltung des Rumpfes, der hier an Hand der Tafel IX näher besprochen werden soll, lag vor allem das Bestreben

2) Nachdruck verboten.

of Naval Architects 28, 298

Kreiselräder. München 1906.
in Rotationshohlräumen.

er ds, Ztschr.

zugrunde, das nicht ganz ungefährliche »Kleinholz« der üblichen Gitter-Bauart durch eine solidere Konstruktion zu ersetzen, ohne das Gewicht wesentlich zu erhöhen. Wie aus der Zeichnung ersichtlich, besteht der Rumpf aus zwei in ihrer ganzen Länge von Bug bis Heck ungeteilt verlaufenden, hochkant gestellten Brettern, die durch zehn Querschotten miteinander verbunden sind. Diese 15 mm starken Platten, deren Höhe sich von vorn nach hinten allmählich verjüngt, sind nicht aus dem Stamm gesägt, sondern bestehen aus einer Anzahl unter sich verleimten dünnen Furnierlagen. Die sich stets kreuzenden Faserrichtungen dieser verschiedenen Lagen Furniere erteilen diesen Platten eine außergewöhnlich hohe Widerstandsfähigkeit, während gleichzeitig eine gewisse Elastizität gewährleistet ist.

Diese Geschmeidigkeit macht es ohne weiteres möglich, die Platten in ihrem Verlauf den Zwischenschotten anzupassen. Diese Schotten setzen sich gleichfalls aus verschiedenen Furnieren zusammen. Die Befestigung der vier vorderen Schotten mit den Hauptplanken veranschaulicht die Fig. 2. Sie erfolgt in einfachster Weise durch 1,5 mm Stahlblech-Winkel- und Flachkopfschraubenbolzen.

Um dem Rumpf eine genügende Widerstandsfähigkeit gegen Torsion zu sichern, gleichfalls um für eine »Karosserie« für den Passagiersitz genügend Raum zu schaffen, erhält der Rumpf unmittelbar hinter dem Steuersitz eine Ausbuchtung, indem oben und unten entsprechend geformte Holzrahmen eingesetzt sind. Unmittelbar hinter dem an diesen Rahmen anschließenden Querschott läuft in der Mittelachse des Rumpfes ein Aluminiumrohr bis zum Heck. Die sieben hintersten Querschotten sind zu diesem Zweck mit kreisrunden Ausschnitten versehen. Die Befestigung dieses Rohres mit dem vordersten Schott erfolgt durch aufgenieteten Flansch, dessen

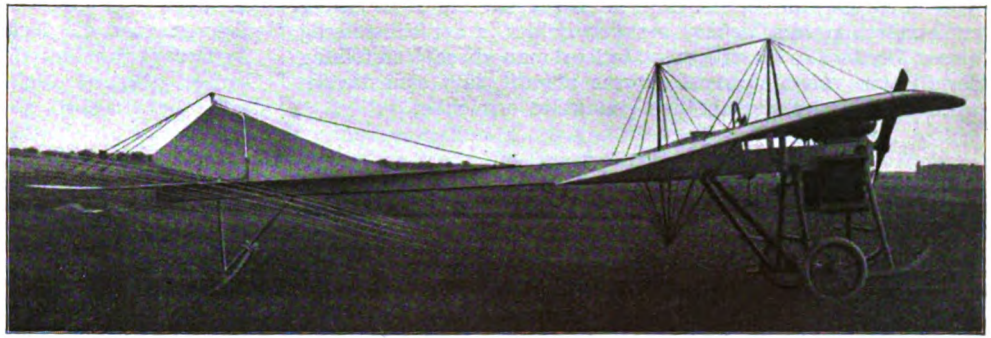


Fig. 1. Stein-Eindecker.

An den Stellen, wo diese Bolzen aus dem Rumpf hervorstehen, sind in den Seitenbrettern ovale, 20 mm lange Öffnungen angebracht. Gleiche Schlitz befinden sich in den an jener Stelle außenbords aufgeschraubten Beschlägen. Diese Beschläge sind mit einer Zahnung versehen, dasselbe gilt für die Unterlagscheiben der Bolzen. Auf diese Weise lassen sich die mit Ovalschlitz versehenen Seitenbretter gegen die mit dem Rohr fest verbundenen Schotten auf- und abwärts verschieben und durch Festklemmen der Muttern auf die Unterlagscheiben in ihrer Lage sichern.

Diese ebenso einfache wie sinnreiche Vorrichtung macht es nun, ohne Zuhilfenahme von Spanndrähten, Drahtschlossern usw. möglich, die Schwanzflossen nebst Höhensteuer stets genau horizontal einzustellen. Sind diese durch eine unsanfte Landung oder andere Ursachen aus ihrer ursprünglichen Lage gekommen, so genügt es, je nach der Schräglage dieser Organe, die beiden Seitenbretter um die erforderliche Anzahl Zähne

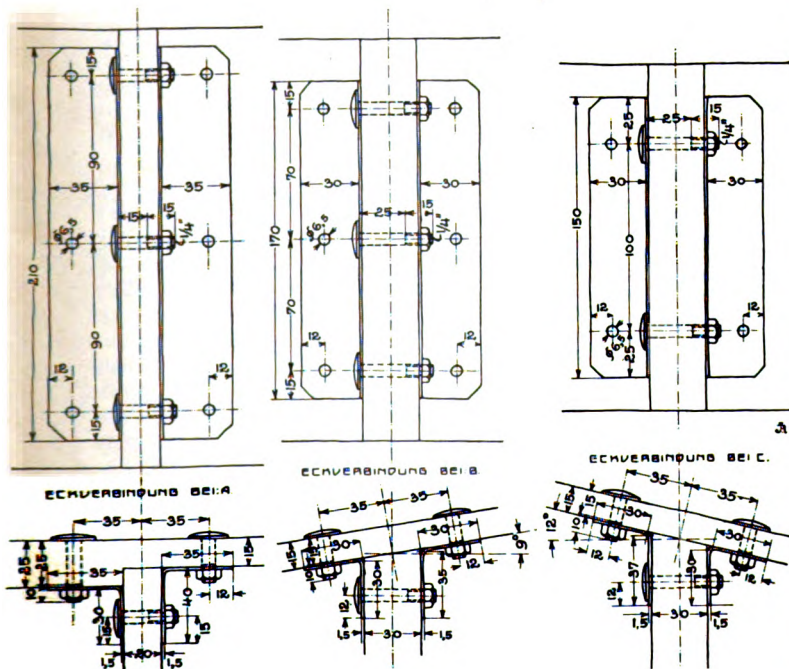


Fig. 2.

Kragen (Stahlrohr) mit der Grundplatte durch autogene Schweißung verbunden ist. (Siehe Detailskizzen der Tafel.) Die sechs hinteren Schotten sind mittels durchgehender Bolzen auf dem Aluminiumrohr unverrückbar befestigt.

Die Bolzen bestehen aus Stahlröhrchen von 10 mm Durchmesser, in deren Enden die mit Gewinde versehenen Stützen eingelassen sind.

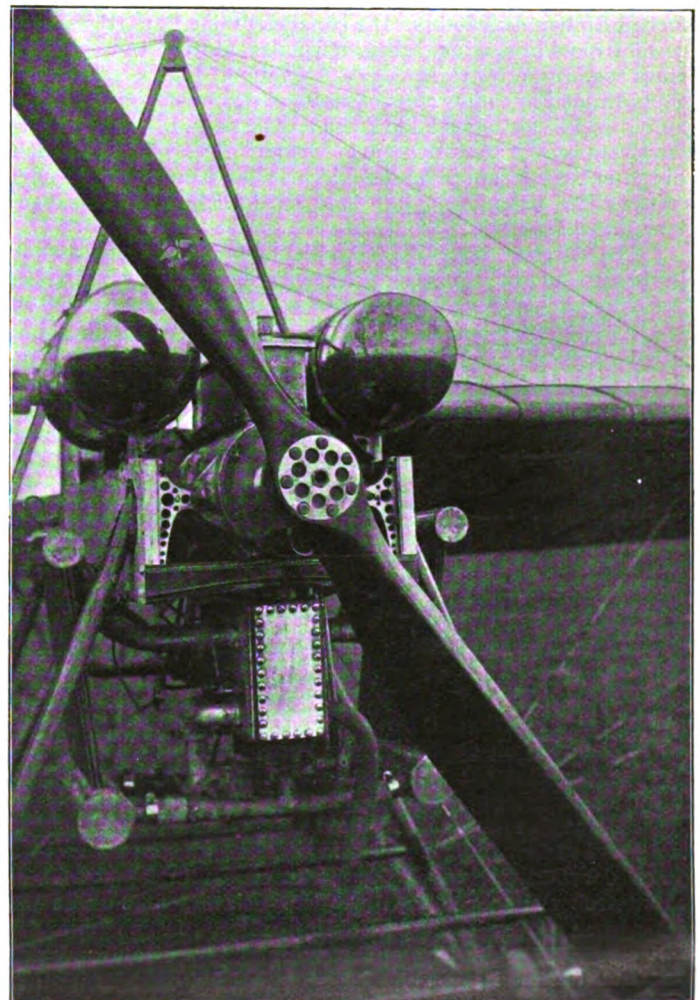


Fig. 3.

16. Mai (Himmelfahrt): Ruhetag.
17. Mai: Wettbewerb in schnellem Aufsteigen mit Zwischenlandung in Darmstadt; abends, nach 6 Uhr, gemeinschaftlicher Flug aller Teilnehmer nach Frankfurt a. M.
18. Mai: Ruhetag.
19. Mai: Zuverlässigkeitsflug Frankfurt—Karlsruhe, ca. 120 km.
20. Mai: Zuverlässigkeitsflug Karlsruhe—Freiburg, ca. 120 km.
21. Mai: Ruhetag.
22. Mai: Zuverlässigkeitsflug Freiburg—Konstanz am Bodensee mit Schwarzwaldüberquerung, ca. 105 km.

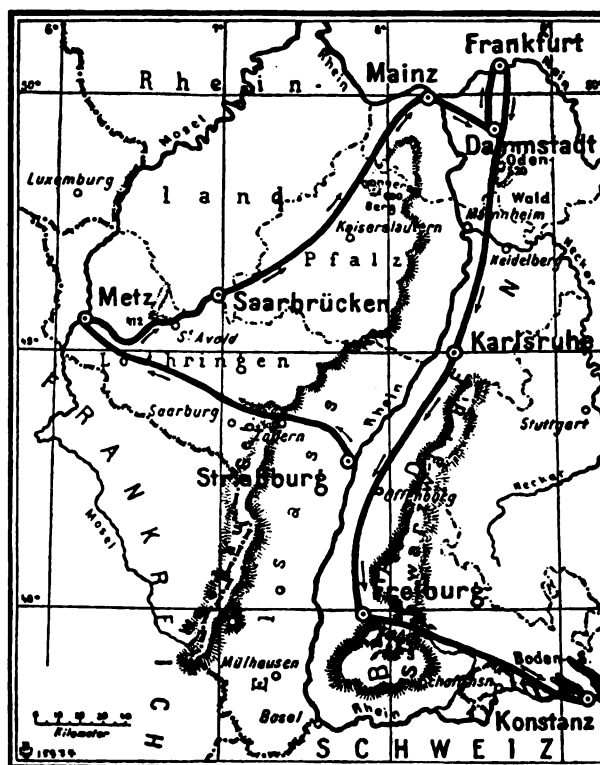
Die an den Zuverlässigkeitsflügen teilnehmenden Flieger und Flugzeuge durften außer den vorgesehenen Etappenflügen keinerlei Schauflüge und ähnliche Veranstaltungen unternehmen. Die Bewertung der Flugleistungen geschah lediglich nach der Flugzeit, d. h. es wurde gewertet vom Beginn des Etappenfluges (das Zeichen des Fliegers zum Loslassen des Flugzeuges) bis zur Landung am vorgeschriebenen zweiten Etappenort (Berührung des Bodens des abgegrenzten Landungsplatzes). Alle auf Notlandungen oder sonstwie vorgenommenen Reparaturen wurden in diese Flugzeit eingerechnet.

Wie aus Vorstehendem hervorgeht, ist die Ausschreibung wieder außerordentlich klar und übersichtlich gehalten, sie ist auch hinsichtlich der Entscheidungen für das Preisgericht sehr einfach, da sie auf jede Punktbewertung und ähnliche Komplikationen verzichtet. Es darf hierbei allerdings nicht vergessen werden, daß die Ausschreibung dadurch sehr vereinfacht wurde, daß sämtliche Teilnehmer lediglich um Ehrenpreise starteten, so daß bei der Preisverteilung viel größere Einheiten in Frage kamen, die eine minutiöse Ausrechnung der einzelnen Flugleistungen erübrigte. Zwei Punkte der Ausschreibung lassen sich jedoch ohne weiteres auf jede andere Veranstaltung übertragen, nämlich einmal die Bewertung der Leistungen nach der Zeit, zweitens die völlige Trennung der an den Etappenflügen beteiligten Flieger von den Schaufliegern. Die Zeitbewertung vereinigt mehrere Vorteile in sich; erstens ist sie außerordentlich einfach, sie bietet wenig Anlaß zu Protesten und erleichtert den Sportleitenden ihr Amt sehr, dann aber ist sie tatsächlich in jeder Weise gerecht, denn sie züchtet nicht, wie vielfach befürchtet, Rennmaschinen, sondern wirklich zuverlässige Flugapparate, die sowohl an die Führung keine zu großen physischen Beanspruchungen stellen, dann aber auch eine gute Beobachtungsmöglichkeit gewähren und endlich bei den etwa notwendig werdenden Landungen ein anstandsloses Niedergehen und Wiederauffliegen in wenig günstigem Terrain ermöglichen.

Beide Punkte der Ausschreibung haben sich so außerordentlich bewährt, daß sie in Zukunft wohl bei den weitaus meisten Veranstaltungen in Kraft treten werden. Besonders wird man sich nach den guten Erfahrungen der Überzeugung nicht verschließen können, daß die Tourenflieger bei einer großen Veranstaltung über mehrere 100 km nicht durch Schauflüge überanstrengt werden dürfen. Diese Bestimmung muß auch schon daher gefordert werden, weil sich erst durch sie ein genauer Vergleich der Leistungen einer Veranstaltung bzw. mehrerer Veranstaltungen untereinander herbeiführen läßt. Man muß mit einem Blick auf die Karte über die zurückgelegten Kilometer im klaren sein und es darf keine Verschleierung dadurch eintreten, daß von der einen Maschine noch eine große Anzahl Schauflüge unternommen worden sind. Nun ist die Frage jedoch nicht so ganz einfach zu lösen. So lange wir darauf angewiesen sind, derart große Flugveranstaltungen durch private Opferwilligkeit zu finanzieren, so lange werden die betreffenden Stadtgemeinden Wert darauf legen müssen, daß in ihren Mauern flugsportliche Unternehmungen gelegentlich der großen Veranstaltungen stattfinden.

Diese Forderung ist auch um so berechtigter, als ja alle großen Flugveranstaltungen den Doppelzweck erfüllen, einerseits die Flugtechnik direkt durch Unterstützung der Industrie zu fördern, andererseits indirekt dadurch, daß das Interesse in weiteren Kreisen geweckt bzw. wach gehalten wird. Besonders in einer Zeit, die sich mit einer großen Nationalflugspende an die Opferwilligkeit der weitesten Kreise wendet, war es geboten, sowohl durch große sportliche Leistungen zu zeigen, was die deutsche Flugtechnik schon heute kann, dann aber auch durch besondere flugsportliche Vorführungen dem

Publikum direkt vor Augen zu führen, wie die Flugmaschinen arbeiten. Denn darüber müssen wir uns klar sein: von den großen Etappenflügen haben vorläufig nur eine recht beschränkte Anzahl besonders interessierter Leute etwas, weil sie im Interesse der Sicherheit der Flieger stets zu so frühen Stunden stattfinden, daß der einzelne Etappenflug schon erledigt ist, wenn die einzelnen Städte noch im tiefsten Schlaf liegen. Daran wird auch in Zukunft nichts geändert werden können; selbst wenn die Ausschreibungen eine Flugzeit für spätere Stunden vorsehen, werden die Flieger mit Recht schon vor Beginn des Fluges darauf bestehen, daß die Starterlaubnis bereits in den frühesten Morgenstunden erteilt wird, und keine Oberleitung wird wohl die Verantwortung übernehmen, den Fliegern diesen Wunsch zu versagen. Besondere Schauflüge sind daher notwendig, ebenso notwendig sind aber besondere Schauflieger mit ihren Apparaten; das liegt auch durchaus im Interesse der örtlichen Veranstaltungen, denn diese besonders engagierten Flieger werden viel bereitwilliger um entsprechend ausgesetzte Preise starten, als die Tourenflieger, die naturgemäß das Interesse haben, sich und



Übersichtskarte des Oberrheinfluges.

ihre Maschinen für die Anforderungen der großen Flüge zu schonen. Wenn sich diese Voraussetzungen für die einzelnen Orte der Oberrheinveranstaltung nicht ganz bewährt haben, so liegt dies zum Teil daran, daß man zunächst allgemein ein Herrenfliegen für verfrüht hielt, und daß daher verschiedene tüchtige Berufspiloten an den Schauflügen allein nicht teilnehmen wollten; andererseits muß jedoch auch die Ungunst der Wetterlage berücksichtigt werden, die für alle Nachmittage schwere Gewitterböen ergab.

Diese außerordentlich schwierige Wetterlage war es auch, die in der vorgesehenen Flugstrecke einige Änderungen vorzunehmen zwang. So wurde der 13. Mai zum Ruhetag genommen und eine veränderte Aufklärungsübung auf den 14. Mai verlegt. Ebenfalls wurde der letzte Ruhetag in Freiburg aufgegeben, so daß der letzte Zuverlässigkeitsflug bereits am 21. von Freiburg nach Konstanz erledigt werden konnte. Auch die Wettbewerbe im schnellen Aufsteigen mußten in gewissen Grenzen verändert werden, weil das schlechte Wetter dringend gebot, die Flieger zum nächsten Etappenort zu bringen.

Von den 11 Teilnehmern sind drei eigentlich kaum in die Erscheinung getreten, nämlich der Aviatik-Eindecker von Leutnant Engwer, welcher Apparat zunächst per Bahn

Zusammenstellung

Startnummer	Führer, Beobachter, Apparatyp, Fabrikant	Tragflächen				Ganze Länge	Längsstabilität und Höhensteuer	Querstabilität	Seitensteuer	Mittel zur Lenkung
		Spann- weite	Tiefe der Flügel	Abstand zweier Flügel	Trag- fläche					
		m	m	m	m²	m	m²		m²	
1	Oberleutn. Barends » Wilberg Etrich-Rumpler-Taube E. Rumpler-Berlin	13,7	2,85 am Rumpf	—	31	10,3	Elastische Ver- biegung der hinteren Stabilisie- rungsfläche. Größe 5,7	Elastisches Auf- biegen der lappenförmigen, von vornherein nach oben ge- bogenen Flügel- enden	Hinten 2 Stück übereinander Größe 0,55	1 Schwinghebel für Höhensteuer, 1 Handrad für Quersteuerung, 2 Fußhebel für Seitensteuer und Fahrvorrichtung
2	Leutn. Mahnke » Cörper Albatros-Doppeldecker Albatros-Werke	14,25 oben 11 unten	2	1,9	52	12	Dopp. Schwanz- flächen, oben re- gulierbar verbun- den, mit einfach. vorderem Höhen- steuer vorn $2,75 \times 0,85$ hinten $2,05 \times 0,5$	6 Hilfsklappen oben 4 unten 2	3 faches Seiten- steuer i. Schwanz je $1,2 \times 0,54$	1 Fußhebel für Seitensteuer, 1 Handhebel für Höhensteuer, 1 Handrad für Quersteuerung
3	Leutn. Engwer » Knoke Aviatik-Eindecker Aviatik-Gesellschaft	14	2,5 am Rumpf	—	30	9,5	2 dreieckige feste Flächen, 1 einfache hinten liegende, um Scharniere dreh- bare Fläche Größe 5,3	Verwindung der Tragflächen	2 feste Flächen, denen sich die beiden parallelo- grammförmigen Seitensteuer an- schließen Größe 0,6	1 Schwinghebel für Höhensteuer, 1 Handrad f. Quer- steuerung, 1 Fuß- hebel für Seiten- steuer
4	Ltn. Fisch » v. Begnelin Wright-Doppeldecker Flugmasch.-Wright- Gesellschaft	11,2	1,8	1,03	42	8,5	Einfaches hinten liegendes Höhen- steuer Größe 4	Verwindung der Tragflächen oben und unten gemeinsam	Doppeltes Seiten- steuer hinten Größe 1,0	1 Handhebel für Seitensteuerung und Verwindung, 1 Handhebel für Seitensteuer
5	Rittm. Graf Wolfskeel Leutn. Hailer Euler-Doppeldecker Euler-Werke	10	1,4	1,5	25	6	Einfaches hinteres Höhen- steuer	Hilfsklappen	Doppeltes Seiten- steuer hinten	1 Handhebel für Höhen- u. Dauer- steuerung, 1 Hand- hebel f. Seitensteuer
6	Oberleutn. Wirth Leutn. Steger Otto-Doppeldecker Otto-Werke München	11 oben 7 unten	1,85	1,35	32	8,5	Dopp. Schwanz- flächen, einfaches hinteres Höhen- steuer	2 Hilfsklappen am oberen Tragdeck	Doppeltes Seiten- steuer hinten Größe 0,7	1 Handhebel für Höhensteuer und Quersteuerung, 1 Fußhebel für Seitensteuer
7	Oberleutn. Vogel v. Falkenstein Leutn. Mühlig Albatros-Doppeldecker Albatros-Werke Berlin	14,25 oben 11 unten	2	1,9	52	12	Dopp. Schwanz- flächen, obere re- gulierbar verbun- den, m. vorderem Höhensteuer vorn $2,75 \times 0,85$ hinten $2,05 \times 0,5$	6 Hilfsklappen oben 4 unten 2	3 faches Seiten- steuer i. Schwanz je $1,2 \times 0,54$	1 Fußhebel für Seitensteuer, 1 Handhebel für Höhensteuer 1 Handrad für Quersteuerung
9	Kammerger.-Ref. Caspar Leutn. v. Holtz Etrich-Rumpler-Taube E. Rumpler-Berlin	14,2	2,84 am Rumpf	—	32	10	Elastische Ver- biegung der hinteren Stabilisie- rungsfläche Größe 5,7	Elastisches Auf- biegen d. lappen- förmigen von vornherein nach oben gebogenen Flügelenden	Hinten 2 Stück übereinander Größe 0,55	1 Schwinghebel f. Höhensteuer, 1 Handrad f. Quer- steuerung, 1 Fuß- hebel, Kupplung für Seitensteuer u. Fahrvorrichtung
11	Oberleutn. z. See Hart- mann Hauptm. v. Wobeser A. F.-G.-Doppeldecker Deutsch. Flugzg.-Werke Lindenthal-Leipzig	20 oben 16,4 unten	1,42	2,0	70	12,7	Doppel-Schwanz- fläche, vorderes Höhensteuer 3,7 hinteres 1,14	4 Hilfsklappen an den Enden beider Trag- decks	Doppeltes Seiten- steuer i. Schwanz $2 \times 0,78$	1 Fußhebel für Seitensteuer, 1 Handhebel mit 2 Handbügeln für Quersteuerung u. Höhensteuer
14	Oberingenieur Hirth Leutn. Schoeller Rumpler-Eindecker E. Rumpler-Berlin	12,5	2,4 am Rumpf	—	22	9,25	Hinterer Stabili- sierungsfläche, Höhensteuer in Scharnieren be- weglich Größe 3,85	Verwindung der Tragflächen (Blériot, Wright)	Hintere 2 Stück übereinander in Scharnieren beweglich Größe 0,5	1 Schwinghebel für Höhensteuer, 1 Handrad f. Ver- windung, 1 Fuß- hebel für Seiten- steuer

*) Nachdruck und Benutzung verboten. Die Red.

bis Saarbrücken geschafft wurde, dort aber nach kurzen Versuchsflügen wegen Motordefekts ausscheiden mußte; dann die Rumpler-Taube von Referendar Caspar, die bereits in Straßburg nach kaum halbstündigem Flug abstürzte, wobei sich der Apparat auf den Kopf stellte und Motor und Propeller sich in den Boden eingruben, und endlich der Luftverkehrs-Eindecker von Leutnant v. Thüna, der bei den ersten

Erprobungsflügen in Johannisthal kurz vor seiner Versendung nach Straßburg abstürzte und völlig zerstört wurde. Glücklicherweise zogen sich bei sämtlichen Unfällen die beteiligten Flieger keinerlei ernstliche Verletzungen zu. Von den übrigen 8 Teilnehmern sind vier in ausgezeichnete Weise durch das Ziel gesteuert worden, und zwar der Rumpler-Eindecker durch den Sieger des vorjährigen Zuverlässigkeitsfluges Herrn

der Flugzeuge. *)

System	Motoren								Propeller						Gewicht des leeren dienstfähigen Apparates			Eigen-ge- schwin- digkeit m/sec	Bemerkungen
	Leistung PS	Touren- zahl n	Zylinder- anordnung	Zylinderzahl	Boh- rung mm	Hub mm	Ge- wicht kg	Kühlung	Anzahl	Material System	Flügel- zahl	Durch- messer m	Steig- ung m	Touren- zahl n	kg	kg/m² Trag- fläche	kg/PS		
Zuerst 70 PS-Mercedes																			
Argus	100	1300	vertikal stehend	4	140	140	132	Wasser	1	Holz Chauvière	2	2,5	1,65	1300	500	16,1	5	28	Alle Steuer- leitungen doppelt
Argus	100	1300	vertikal stehend	4	140	140	132	Wasser	1	Holz Chauvière	2	2,6	1,46	1300	530	10,2	5,3	22,8	
Aviatik	100	1250 bis 1300	vertikal stehend	4	140	140	152	Wasser	1	Holz Garuda	2	2,5	1,65	1300	390	13	3,9	28	
N. A. G.	55	1600	vertikal stehend	4	135	160	162	Wasser	2	Holz Deutsch Wright	2	2,6	2,9 bis 3	470	450	10,7	8,2	22,8	Unten 2 Cellonfenster f. Landung
Gnome	65	1250 bis 1300	rotierend stern- förmig	7	130	120	88	Luft	1	Holz Chauvière	2	2,8	1,8	1300	220	8,8	3,4	26	Tragzelle aus Stahlrohr hat den Sturz vorzüglich überstanden
Argus	100	1300	vertikal stehend	4	140	140	132	Wasser	1	Holz Chauvière	2	2,5	1,6	1300	290	9,1	2,9	32	
Mer- cedes	70	1200	vertikal stehend	4	120	140	125	Wasser	1	Holz Chauvière	2	2,6	1,4	1200	530	10,21	7,6	21	
N. A. G.	100	1200	vertikal stehend	4	135	160	162	Wasser	1	Holz Behrend	2	2,5	1,65	1200	500	15,6	5	25	Keine Lenk- barkeit der Laufräder.
N. A. G.	100	1200	vertikal stehend	4	135	160	162	Wasser	1 zu- erst	Holz Garuda Holz Chauvière	2 2	2,8 2,6	1,4 1,46	1200	590	8,4	5,9	22	
Mer- cedes	100	1200 bis 1300	vertikal stehend	6	120	140	200	Wasser	1	Holz Garuda	2	2,5	1,65	1300	430	19,5	4,3	38,8	

Oberingenieur Hirth, die Rumpler-Taube mit Oberleutnant Barends am Steuer, der Euler-Doppeldecker unter Führung von Graf Wolfskeel und der Albatros-Doppeldecker mit Leutnant Mahne am Steuer. Ein fünfter Apparat, nämlich der Wright-Doppeldecker, konnte nach Übersprungung einiger Etappen von Leutnant Fisch ebenfalls durchs Ziel gesteuert werden, während zwei weitere Apparate (Albatros-Doppel-

decker, Oberleutnant Vogel von Falkenstein und A. F. G.-Doppeldecker, Oberleutnant Hartmann) nur einzelne Etappen mitfliegen konnten, und der Otto-Doppeldecker endlich unter Oberleutnant Wirth bereits am ersten Tage aufgeben mußte. Wenn man diese einfachen Tatsachen mit den schweren Bedingungen der Ausschreibung zusammennimmt, so stellt das Resultat des Oberrheinfluges in jeder Weise



Fig. 1. Eindecker Rumpler-Taube.

zufrieden, und wir können stolz darauf sein, daß es deutschem Material gelungen ist, diesen Qualitätsnachweis unter so schwierigen Umständen gerade an unserer wichtigsten militärischen Grenze zu erbringen.

Bevor nun auf die technischen Erfahrungen eingegangen werden soll, mögen die konkurrierenden Apparate kurz besprochen werden, so weit sie nicht unseren Lesern aus früheren Veröffentlichungen schon bekannt sind, bzw. so weit die näheren Details nicht aus der Zusammenstellung hervorgehen. Die



Fig. 2. Eindecker Jeannin.

von Oberleutnant Barends und Referendar Caspar geführten Rumpler-Tauben waren normale Fabrikate und zeigten keinerlei bemerkenswerte Abweichungen. Der vorn angeordnete, stehende Motor mit direkt gekuppeltem Propeller, die zu beiden Seiten des Rumpfes angebrachten Kühler, die elastisch zu verbiegenden Enden der Trag- und Steuerflächen, die hintereinanderliegenden Sitze — vorn der Beobachter, hinten der Führer — das alles sind bekannte Details der Rumpler-Tauben. Die einzige Neuerung dieser Maschinen gegen die bewährte, von Hirth geführte Rumpler-Taube des Vorjahres war, daß die



Fig. 3. Eindecker Rumpler-Hirth.



Fig. 4. Zweidecker Wright.

Tragflügel nicht bis unmittelbar an den Rumpf herangingen, sondern hier genügenden Spielraum für Beobachtungszwecke ließen. Im Vorjahre war ja diese Beobachtungsmöglichkeit durch besondere Fenster gegeben, die aus glasklarem Zelluloid bestanden und einen Teil der Tragflächen bildeten. Dieses Zelluloid hat jedoch die unangenehme Eigenschaft, bei längerem Gebrauch vermutlich durch feste Bestandteile der Luft, welche dagegenfliegen, blind zu werden, daher ist der Zwischenraum entschieden vorzuziehen.

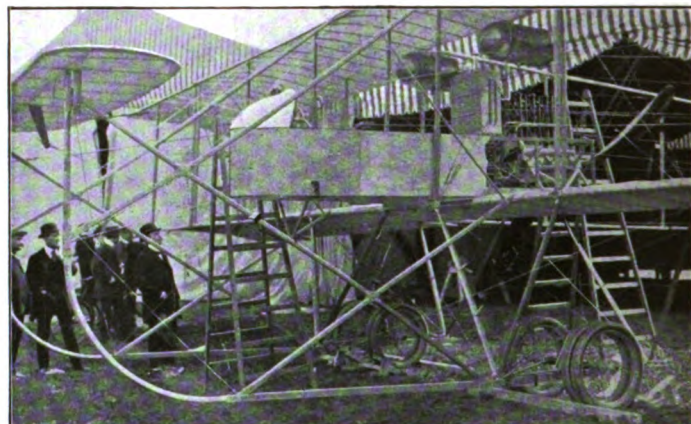


Fig. 5. Zweidecker der Deutschen Flugzeugwerke.

Wesentliche Abweichungen gegen die sonstige Rumpler-Konstruktion zeigte der von Hirth als Sieger durchs Ziel gebrachte Rumpler-Eindecker. Dieser Eindecker ist in seiner ganzen Konstruktion überhaupt keine Taube mehr; der eckige, verhältnismäßig schmal ausgeführte Rumpf der bisherigen Taube ist einem fischbauchförmigen völlig geschlossenen Körper gewichen, dem sich hinten die Stabilisierungsflächen organisch angliedern. Auch der Motor ist bis an den Zylinderfuß in diesen Rumpf eingelassen, und die Propellerwelle ragt aus



Fig. 6. Zweidecker Lochner.

dem vorderen Verkleidungskopf heraus. Die Steuerung geschieht ebenfalls nicht mehr durch elastisches Verbiegen der Steuerflächen, sondern durch Ausschlag besonderer, in Scharnieren drehbarer Flächen, während die Quersteuerung, ähnlich dem Prinzip Blériot—Wright, durch Verwindung der ganzen Tragflächen hervorgerufen wird. Die Betätigung der Steuerorgane durch den Führer ist natürlich dieselbe geblieben, nur ist auf eine Lenkbarkeit der Laufräder, die bisher durch Pedale erzielt wurde, verzichtet. Überhaupt ist das Fahrgestell wesentlich anders durchkonstruiert. Zwei Laufräder sind durch eine starre Achse verbunden; an dieser hängen mittels starker Gummibänder 8 Streben, von denen je ein Paar fast senkrecht zu den Tragflügeln selbst hinaufgeht, während zwei andere Paare vom gleichen Verbindungsstück aus zum Bauche des Rumpfes führen. Eine gewisse Achsenverschiebbarkeit der Räder ist dadurch gewährleistet, daß die Gummibänder, welche um die Achse gelegt sind, mit weitem Spielraum zwischen zwei autogen aufgeschweißten Hülzen sich bewegen können. Der Apparat selbst ist in sehr eleganten Formen gehalten, aber das weitaus bestechendste an ihm ist die außerordentliche geringe Anzahl von Spannkabeln. Hierauf und auf die Imprägnierung der Tragflächen mit Cellon-Emaillit durch Dr. Quittner & Co. ist wohl auch die große Geschwindigkeit des Apparates zu erklären. (Schluß folgt.)

Flugschau.

Die Mai-Flugwoche in Johannisthal vom 24. bis 31. Mai war in diesem Jahre anfangs vom Wetter wenig begünstigt. In den ersten Tagen derselben war trotz allen Fleißes der Flieger verhältnismäßig wenig Besuch auf dem Flugplatz. Erfreulicherweise klärte sich das Wetter in der zweiten Hälfte der Woche so weit auf, daß fleißig geflogen werden konnte und befanden sich zeitweise fast alle Flugzeuge in der Luft. Am letzten Tage eroberte Ellery v. Gorissen bei prächtigem Wetter trotz aller Anstrengungen des Rumpier-Piloten Rosenstein den Kaiserpreis durch einen Höhenflug von 880 m. Auch ein neuer Passagierrekord wurde gelegentlich der Flugwoche aufgestellt und zwar von dem Wright-Piloten Abramowitch. Die erzielten Zeiten und Preise sind in untenstehender Tabelle angegeben.

Ausstellungen.

Die erste Internationale Flug-Ausstellung »IFA« in Österreich fand vom 18. bis 30. Mai in Wien in der Rotunde statt. Verglichen mit der »Ala« hatte die »IFA« nur einen geringen Umfang.

Von bedeutenden Ausstellern seien folgende erwähnt: Österreich-Ungarische Autoplanwerke in Wien und Budapest stellten einen Eindecker, System von Pischhof aus. Dieses Flugzeug ist mit einem 80 PS-Motor von Werner & Pfleiderer ausgerüstet. Die gleiche Firma stellte den Zweidecker »Vindobona« nach System

Warchalowski aus, welche mit gleichem Motor ausgerüstet ist. Ebenso einen Militär-Zweidecker nach System Sablatnig.

Die Firma Jakob Lohner & Co., Wien stellte ebenfalls einen Zweidecker aus, der mit dem neuen 120 PS 6 Zylindermotor der Österreichischen Daimler-Motoren-gesellschaft ausgerüstet ist.

Das Aiglon-Werk in Wiener-Neustadt zeigte den neuen Eindecker von Ingenieur Vlaicu. Dieses Flugzeug ist mit zwei gegenläufigen Propellern ausgerüstet, die hintereinander auf einer Aluminiumrohrachse gelagert sind und mittels Ketten angetrieben werden. Wie beim Eindecker von Pischhof sind die Sitze und der Motor unter den Tragflächen angeordnet. Dieser Flugzeugtyp soll im rumänischen Heer eingeführt werden, da der Konstrukteur Rumäne ist.

Einen Eindecker, System Etrich, stellte die Motor-Luftfahrzeug-Gesellschaft in Wien aus.

In einem Wasserbehälter in der Mitte der Rotunde war das neue Wasserflugzeug der Autoplanwerke ausgestellt, das ebenfalls von Warchalowski konstruiert ist.

Von Motorenfabriken stellten die Österreichische Daimler-Motoren-gesellschaft, Werner & Pfleiderer, Wien und die Schweizerische Werkzeugmaschinenfabrik Oerlikon bei Zürich ihre bereits beschriebenen neuen Motoren aus.

Die Österreichische Siemens & Halske-Gesellschaft zeigte ihre Apparate für drahtlose Telegraphie.

In der wissenschaftlichen Abteilung stellte das aerodynamische Laboratorium für Luftschiffahrt (Professor Knoller) der K. K. Technischen Hochschule in Wien aus. Hervorzuheben sind die Darstellungen über Strömung und Luftverteilung in der Umgebung einer Luftschraube (nach Finsterwalder, Kutta, Kimmell).

Die Lehrkanzel für Maschinenbau an der Technischen Hochschule in Brünn stellte die Sammlung von Professor Wellner aus.

Das österreichische Patentamt zeigte eine Sammlung aller Luftfahrzeuge betreffendes Patentschriften.

Interessant war die Ausstellung des botanischen Instituts der K. K. Universität Wien, nämlich eine Sammlung von Flugsamen.

Die K. K. Zentralanstalt für Meteorologie stellte Drachenballone aus und die Instrumente zur Untersuchung der Luft (Luftdruck, Wind etc.).

In dieser Abteilung war noch der Photo-Perspektograph von Scheimpflug ausgestellt.

Von deutschen Ausstellern hat sich nur die Technische Hochschule in Dresden (Geheimrat von Scheit) beteiligt, und zwar wurden dieselben Gegenstände, die auf der »Ala« ausgestellt waren, auch in Wien gezeigt.

Schließlich sei noch ein Modell des großen Flugfeldes von Wiener-Neustadt erwähnt.

Auch in New York fand in der Zeit vom 9. bis 18. Mai in New Grand Central Palace die Erste Internationale Aeronautische Jahres-Ausstellung statt.

Klasse- ment	Führer	Start Nr.	Flugzeug	Motor	Gesamt- Flugzeit		Flugzeit mit Gast		Summa der Preise für Flugzeit und Frühpreise	Anteil am 40 000 M.- Preis
					Std.	Min.	Std.	Min.	M.	M.
1	Abramowitch . . .	21	Wright	N. A. G.	14	31	11	52	8 970,16	4 243,90
6	Rupp	22	Albatros	Argus	11	04	10	59	5 030,74	2 384,36
2	Mohns	15	Wright	N. A. G.	7	26	7	26	3 900,26	6 202,89
3	Rosenstein	16	Rumpler Taube	Mercedes	8	09	7	47	3 832,32	6 094,83
5	Stoeffler	11	Luft-Verkehrs-Ges. Doppeldecker	Argus	6	50	1	59	3 063,91	4 872,77
4	Alig	14	Dorner	Daimler	8	15	4	56	3 659,26	5 819,60
7	Krüger	10	Harlan	Argus	5	53	5	40	2 664,32	4 237,27
8	Weesler	23	Albatros	Gnome	4	54	4	52	2 173,87	1 028,49
10	Marchal	18	Rumpler Taube	Aeolus	5	35			1 427,47	675,36
11	Boutard	27	Rumpler Taube	Mercedes	2	34	2	34	1 209,51	572,24
12	Stiploscheck . . .	12	L.-V.-G. Eindecker	Mercedes	3	34			1 022,98	483,99
13	Baierlein	20	Ago	Gnome	1	15	1	15	862,34	407,99
9	Albers	6	Rumpler Taube	Mercedes	2	—	1	19	832,99	1 324,77
15	v. Gorissen *) . . .	19	Ago	Argus	0	57	0	57	394,81	627,90
14	Schwandt	7	Grade	Grade	1	35			404,80	643,79
16	Fokker	25	Fokker	Argus	1	22	0	56	430,48	203,67
17	Gasser	2	Grade	Grade	0	26			110,78	176,18
Summa:									40 000,00	40 000,00

*) Gewinner des Kaiser-
preises.

Von Firmen der Vereinigten Staaten war die Ausstellung reich beschickt; dagegen fehlten deutsche und französische Aussteller ganz, nur deutsche Zündapparate (Bosch) waren ausgestellt.

Über einige interessante amerikanische Flugzeuge soll später berichtet werden.

Wilbur Wright †.

Am 30. Mai starb in seiner Vaterstadt Dayton, Ohio, Wilbur Wright nach längerem Krankenlager an einem schweren Typhus. Seine Verdienste um die Entwicklung der Flugtechnik sind wohl allgemein, namentlich aber den Fachleuten bekannt. War er doch neben seinem Bruder Orville der erste, der einen brauchbaren Drachenflieger konstruierte und mit diesem Flugzeug Leistungen erreichte, die seinerzeit die größten Sensationen erregten. Nachstehend sei kurz sein Lebensgang geschildert.

Wilbur Wright erreichte nur ein Alter von 45 Jahren; er wurde am 16. April 1867 als dritter Sohn des anglikanischen



Bischofs Milton Wright in Henricounty geboren. Anfang der 90er Jahre errichtete er zusammen mit seinem Bruder Orville in Dayton eine kleine Fahrradfabrik. Die Nachricht von dem tödlichen Unfall Lilienthals regte das Interesse der Brüder Wright für die Flugtechnik mächtig an. Sie widmeten sich dem Studium der Werke Lilienthals und anderer älterer Flugtechniker und begannen, unterstützt von Chanute, Versuche mit Gleitfliegern. Mit einem Zweidecker gelang es ihnen, die Gleitflüge von Lilienthal zu überbieten. Sie bauten nun in ihrer Werkstatt einen leichten Motor, der ca. 24 Pferde leistete bei einem Gewicht von nicht ganz 76 kg. Mit diesem Motor gelang ihnen die Konstruktion eines Drachenfliegers, des ersten Drachenfliegers, der wirklich zum Fliegen gebracht wurde.

Ihre Versuche machten die Gebrüder Wright in einer abgelegenen unbewohnten Gegend, den Kill Devil Hills an der Küste des Atlantischen Ozeans. Dort waren sie von Menschen ganz unbeobachtet und ungestört; sie hatten auch das Bestreben, ihre Erfindung geheim zu halten. Nur wenigen Vertrauten gestatteten sie das Zuschauen.

Das Vorhandensein so weniger Zeugen war der Grund, weshalb die Leistungen der »fliegenden Brüder« angezweifelt

wurden, sowohl die Gleitflüge 1903 von mehr als minutenlanger Dauer, als auch die Flüge mit ihrem Drachenflieger 1905. Schon zu dieser Zeit gelang den Gebrüdern Wright ein Kreisflug und Flüge von mehreren Kilometern Länge.

Die Gebrüder Wright hatten von Anfang an bei der Konstruktion ihres Drachenfliegers an die militärische Verwendung gedacht, und sie setzten sich deshalb wegen Verwertung ihrer Erfindung zunächst mit der Verwaltung der Armee der Vereinigten Staaten in Verbindung. Nachdem sie dort kein Interesse fanden, verhandelten sie mit verschiedenen Kriegsministerien europäischer Staaten, auch mit dem deutschen Kriegsministerium, ohne jedoch hier zu einem Resultat zu kommen. Der Grund für das Scheitern dieser Verhandlungen dürfte wohl im wesentlichen an den hohen Forderungen der Gebrüder Wright gelegen haben.

Nachdem Ende 1906 auch in Europa mit Aussicht auf Erfolg die Flugversuche aufgenommen wurden und Ende 1907 tatsächlich von Santos-Dumont in voller Öffentlichkeit der erste gelungene Flug ausgeführt wurde, faßten die Gebrüder Wright den Entschluß, mit ihrem Flugzeug nach Europa zu kommen und fanden als Manager den Deutsch-Amerikaner Hart O'Berg, durch dessen Vermittlung sie ihre Patentrechte zunächst in Frankreich, bald darauf in Deutschland an Gesellschaften verkauften.

Die ersten Flüge Wilbur Wrights in Le Mans 1908 erregten das größte Aufsehen, denn bis dahin hatten außer Santos-Dumont nur die Franzosen H. Farman und Delagrange einige Flugleistungen erreicht, jedoch nur bei fast vollständiger Windstille. Wilbur Wright übertraf diese Flugleistungen nicht nur bezüglich der Flugdauer, Flughöhe und Flugeschwindigkeit, sondern auch durch die Sicherheit seines Fluges, und er wagte es zuerst bei Wind von 4 bis 5 sek/m zu fliegen. In schneller Folge stellte Wilbur Wright neue Flug-Rekorde auf. Am 21. September 1908 flog er das erste Mal länger als eine Stunde (1 St. 31 Min. 25 Sek.), wobei er 66 km zurücklegte. Dann erreichte er 99 km in einer Stunde 56 Minuten, 22 Sekunden und dann am 31. Dezember 1908 mit einem Flug von 2 Stunden 20 Minuten den heiß umworbenen Michelin-Preis von 50 000 Frs., wobei er 124 km zurücklegte. 1909 errichtete Wilbur Wright in Pau, am Fuße der Pyrenäen, die erste Flugschule und konnte auch dort viele Triumphe feiern. Der König von England, der König von Spanien und viele hohe Würdenträger besuchten den Flugplatz, um die Flüge von Wright zu bewundern. Im gleichen Jahre richtete Wright noch eine Flugschule in Rom ein, während 1909 von seinem Bruder die erste Flugschule in Deutschland auf dem Bornstedter Felde eingerichtet wurde, nachdem Orville Wright auf dem Tempelhofer Felde die ersten gelungenen Flüge auf Veranlassung des Berliner Lokal-Anzeigers gezeigt hatte.

Das Verdienst der Gebrüder Wright, vor allem des verstorbenen Wilbur, ist in erster Linie die Erfindung der Tragflächen-Verwindung zwecks Erhaltung der Querstabilität. Es wird zwar behauptet, daß ihnen dieses Mittel Chanute angegeben hätte, welcher die Verwindung aus einem Werk des Franzosen Mouillard entnommen haben soll. Tatsache ist jedenfalls, daß das erste Flugzeug mit ausgebildeter Quersteuerung von den Gebrüdern Wright erbaut und erprobt worden ist.

Die Hartnäckigkeit, mit der die Gebrüder Wright, namentlich der verstorbene Wilbur, ihre Patentrechte verteidigten, und überhaupt das Streben mit ihrer Erfindung viel Geld zu verdienen, hat zeitlang die Sympathien, die den Gebrüdern Wright, besonders Wilbur entgegengebracht wurden, herabgestimmt. Die Gebrüder Wright haben jedoch das mit ihrem Flugzeug, resp. dem Verkauf der Patente verdiente Geld zu weiteren Versuchen mit Flugzeugen angewandt, vor allem nahmen sie im vergangenen Jahre im großen Maßstabe wieder die Versuche mit Gleitfliegern auf, um ein praktisch brauchbares motorloses Flugzeug zu konstruieren, und es ist ihnen auch Ende vorigen Jahres gelungen, mit einem ihrer Gleitflieger sich über 9 Minuten in der Luft zu halten.

Aus diesen Arbeiten wurde nun Wilbur Wright durch seine Krankheit herausgerissen, von deren Fortführung die besten Erfolge für die Flugtechnik zu erwarten waren.

Sein Tod ist nicht nur für seinen Bruder und Mitarbeiter, sondern für alle, die an der Entwicklung der Flugtechnik interessiert sind, ein schmerzlicher Verlust.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN DR. S. FINSTERWALDER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	DR.-ING. H. FÖTTINGER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG L. E. DR. FRITZ HUTH GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN A. WAGENER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
---	--	--	---

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

29. Juni 1912.

Heft 12.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Tragflächen-Untersuchungen des aerodynamischen Laboratoriums der Technischen Hochschule Moskau. Von G. S. Loukianoff. S. 153.
Die Funkentelegraphie auf der „Ala“. Von H. Thurn, Berlin-Friedenau. (Schluß aus Heft 10). S. 159.

Technische Rückblicke auf den Zweiten Deutschen Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein. (Schluß aus Heft 11.) S. 162.
Flugschau. S. 167.
Patentschau. S. 168.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Tragflächen-Untersuchungen des aerodynamischen Laboratoriums der Technischen Hochschule Moskau.

Von G. S. Loukianoff.

(Mitgeteilt in der ersten allrussischen Luftschiffahrts-Versammlung, am 13. April 1911.)

§ 1. Die Messungen an Modellen der Tragflächen der hauptsächlichsten Bauarten von Drachensiegeln wurden in dem flachen Rohre des aerodynamischen Laboratoriums der Kaiserlichen Technischen Hochschule in Moskau gemacht; die Beschreibung dieses Rohres und der Meßeinrichtung ist in dem Aufsatz von Prof. N. E. Joukowsky „Über die Konturen der Tragflächen der Drachensieger“¹⁾ gegeben. Die Modelle, welche untersucht wurden, stellten 0,295 m breite Ausschnitte aus den Tragflächen vor. Sie wurden zwischen den horizontalen Glaswänden des Rohres so eingestellt, daß zwischen den Rändern des Modells und dessen Wänden ein Zwischenraum von 0,0025 m blieb; die Tiefe aller Modelle betrug 0,5 m, was $\frac{1}{4}$ bis $\frac{1}{3}$ der natürlichen Größe ist. Der Einfallswinkel des Windes gegen die Profilschneide des Modells wurde von -15° bis $+15^\circ$ verändert, wobei das Zeichen $+$ den Fall bedeutet, daß der Wind auf die konkave Seite des Modells wehte; die Geschwindigkeit wurde von 10 bis 20 m verändert.

Ein Vergleich der erhaltenen Resultate mit den von Eiffel gefundenen Werten zeigt, daß die Koeffizienten der Auftriebskraft K_y bei unseren Versuchen größer als bei Eiffel ausfielen, was auch zu erwarten war, weil das flache Rohr Resultate gibt, welche sich den unendlich breiten Flächen nähern, während bei Eiffel Flächen mit einem Seitenverhältnis 1 : 6 genommen wurden. Was aber die Koeffizienten K_x der Widerstandskraft, welche in der Stromrichtung wirkt, anbe-

trifft, so wurden fast dieselben Werte erhalten, wie bei Eiffel. In der Fig. 1 sind die Kurven dargestellt, welche die Abhängigkeit dieser Koeffizienten von dem Einfallswinkel für die Tragfläche Blériot XI nach der Beobachtung von Eiffel (K_y' , K_x') und nach unseren Beobachtungen (K_y'' , K_x'') darstellen, und auf der Fig. 2 sind dieselben Kurven für das Modell der Tragfläche von Wright gegeben.

Das Verhältnis $K_y : K_x$ für sehr lange Flächen wird kleiner als für die Modelle von Eiffel sein. Die Kurven, die dieses Verhältnis nach den Versuchen von Eiffel ($\frac{K_y'}{K_x'}$) und

unseren Versuchen ($\frac{K_y''}{K_x''}$) darstellen, sind für die Tragflächen von Blériot auf der Fig. 3, und auf der Fig. 4 für die Tragflächen von Wright gegeben. Da die Tragflächen desto vorteilhafter sind, je kleiner ($\frac{K_x}{K_y}$), muß man daraus schließen, daß mit der Verlängerung der Fläche ihre Qualität sich verbessert.

§ 2. Auf der Fig. 5 sind die Konturen der untersuchten Modelle: I. Bréguet, II. Antoinette, III. Wright, IV. Blériot, V. Farman, VI. Henriot, VII. Nieuport gegeben.

Alle diese Flächen wurden zuerst in einem von links nach rechts gerichteten Luftstrom untersucht, so wie man sie in der Praxis gebraucht. Dabei hielten wir es für praktisch, alle Untersuchungen bei einer und derselben Geschwindigkeit, welche der normalen Geschwindigkeit des Flugzeuges entspricht, zu machen, weil die Koeffizienten K_y und K_x sich ein wenig mit der Geschwindigkeit verändern. Auf der Fig. 6 sind K_y und K_x für das Modell der Fläche Blériot XI auf der Ordinatenachse bei dem Angriffswinkel 0° für die verschiedenen Geschwindigkeiten von 12 bis 20 m gegeben. Dieses Resultat unserer Versuche zeigt ein kleines Anwachsen der Koeffizienten mit der Geschwindigkeit.

¹⁾ Diese Zeitschr. 1912, Heft 6.

Als Geschwindigkeit bei der Prüfung aller Flächen haben wir 17 m/sek gewählt, was 61 km in der Stunde entspricht und der Geschwindigkeit der Drachenflierer ziemlich nahe kommt. In den beigelegten Figuren ist die bei dieser Geschwindigkeit für die verschiedenen Einfallswinkel

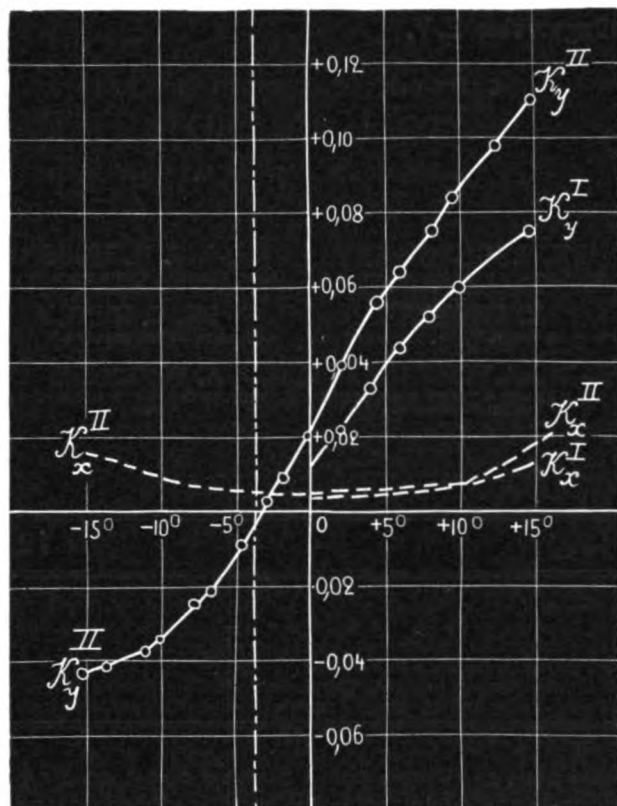


Fig. 1.

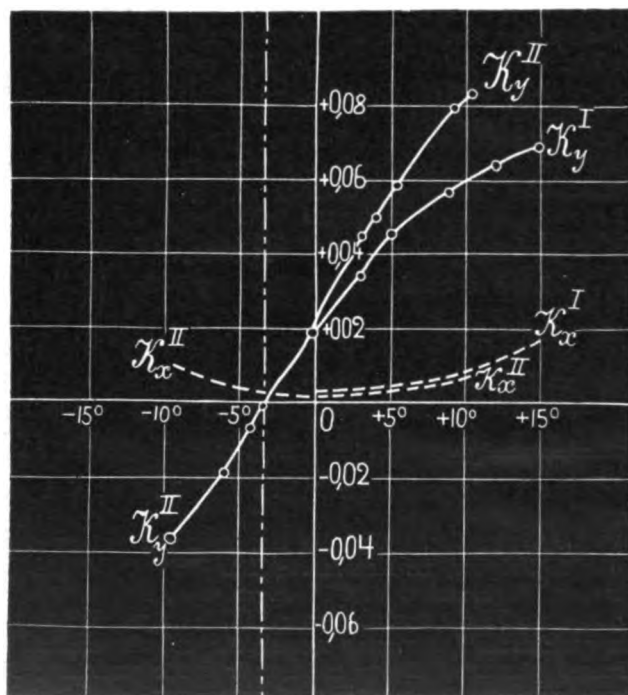


Fig. 2.

zwischen -15° und $+15^\circ$ gefundene Auftriebskraft P und der Widerstand in der Stromrichtung Q in kg/qm widergegeben.

Die Fig. 7 entspricht dem Flugzeug Bréguet, Fig. 8 Antoinette, Fig. 9 Wright, Fig. 10 Blériot XI, Fig. 11 Farman,

Fig. 12 Henriot und Fig. 13 Nieuport. Auf diesen Figuren ist noch die Kurve P/Q eingezeichnet. Für diesen Fall sind die der Ordinatenachse beigegebenen Ziffern als reine Zahlen aufzufassen, die das Verhältnis P/Q zum Ausdruck bringen. Weiter sind auf den Diagrammen noch die Kurven x

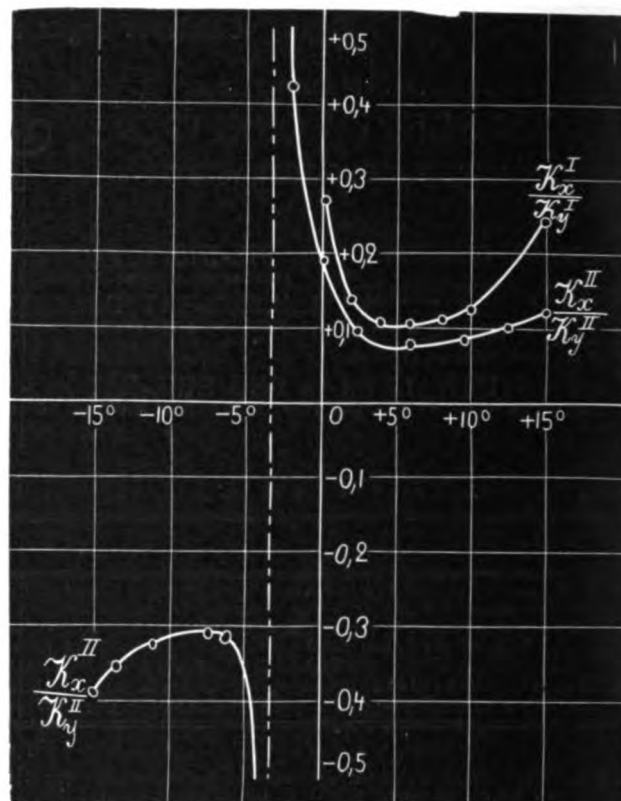


Fig. 3.

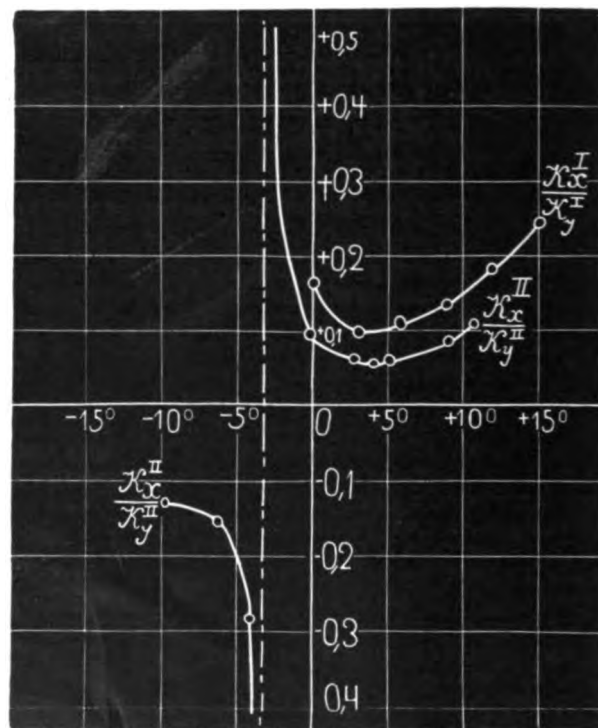


Fig. 4.

gegeben. Ihre Ordinaten (wieder gemessen durch die der Ordinatenachse beigegebenen Ziffern) geben in Zentimeter den Abstand des Angriffspunktes der Resultierenden auf der Profilschne von der Sehnenmitte, wobei die Richtung nach der Eintrittskante zu negativ gerechnet ist.

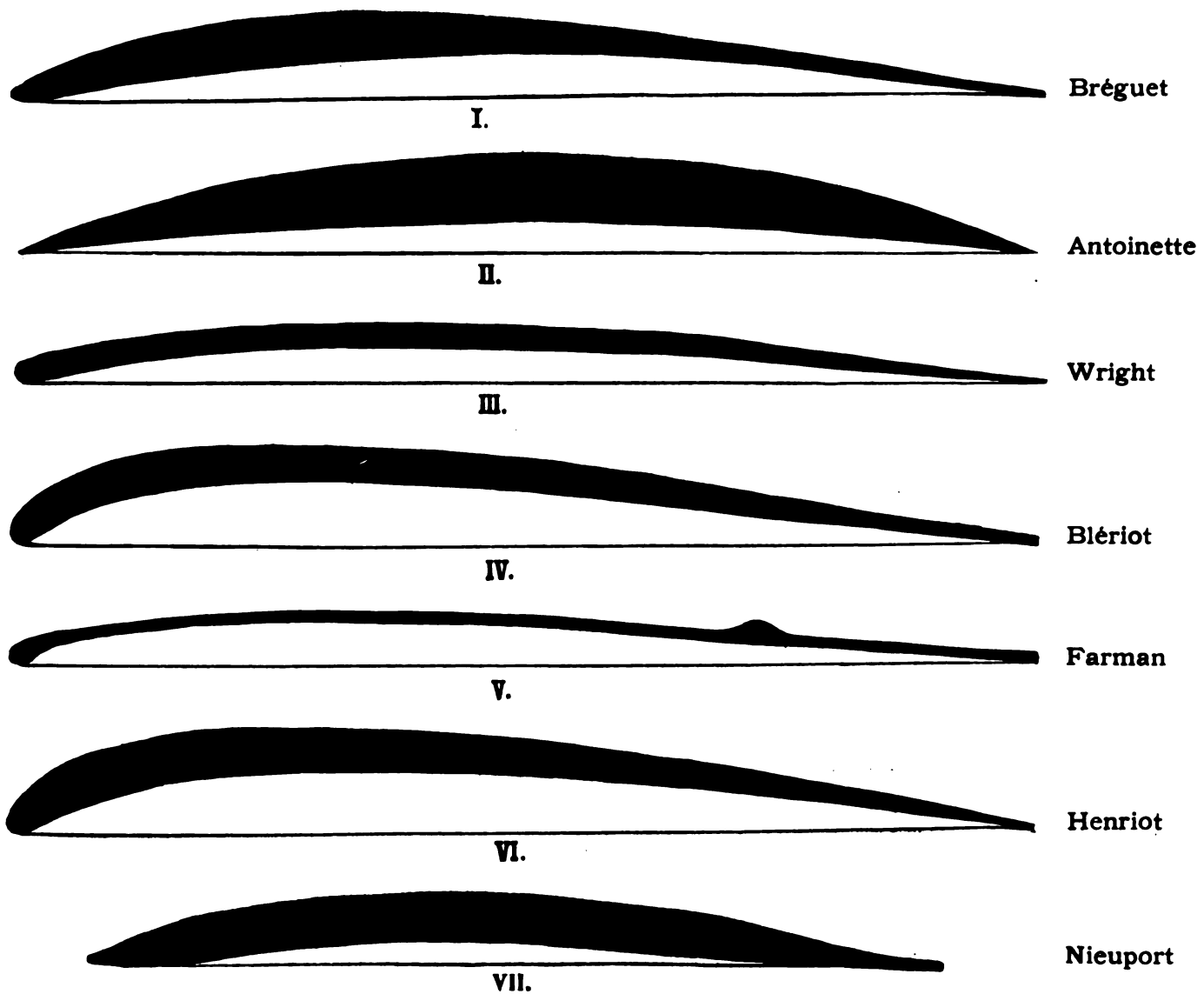


Fig. 5.

Wenn wir die gegebenen Diagramme betrachten, so finden wir, daß man den größten Wert $\frac{P}{Q}$ bei den Flächen Antoinette (18,6), Wright (17,4) und Bréguet (17,5) und die größten negativen Winkel, bei welchen $P = 0$ bei den Flächen Bréguet (-4°), Blériot ($-3,5^\circ$) und Farman ($-3,5^\circ$) bekommt. Was aber die Kurven α anbetrifft, so charakterisieren sie die Flächen in bezug auf die Stabilität. Für alle Einfallswinkel, bei welchen die Kurve α nach unten sinkt, ist der Gleichgewichtszustand der Flächen labil, wenn man den Unterstützungspunkt auf der Sehne annimmt. Die Labilität ist um so größer, je steiler die Kurve ist, oder je größer die Tangens des Winkels ist, den die Tangente an die Kurve mit der Abszissenachse bildet. Wenn die Kurve α ihr Minimum erreicht, wenn also der Angriffspunkt der Resultierenden am nächsten bei der Eintrittskante liegt, dann wird das Gleichgewicht indifferent. Bei weiterem Anwachsen des Einfallswinkels steigt die Kurve α nach oben und man erhält stabiles Gleichgewicht. Damit die Flächen mit Vorteil ohne große Stabilisatoren gebraucht werden können, muß man danach streben, daß das Minimum der α -Kurve in den Bereich der kleinen Winkel fällt, bei denen $\frac{P}{Q}$

einen erheblich größeren Wert hat. Die Fig. 10 u. 12 zeigen, daß die Drachensflieger Blériot und Henriot das Minimum der α -Kurve bei $12,5^\circ$ haben, und daß dabei die Ordinaten der Kurven $\frac{P}{Q}$, welche sich bei diesen Typen verhältnismäßig

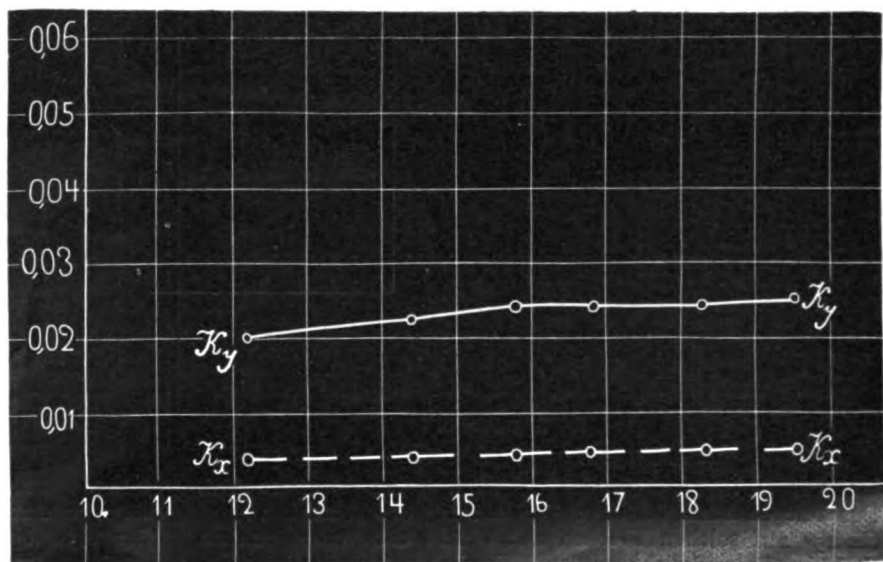


Fig. 6.

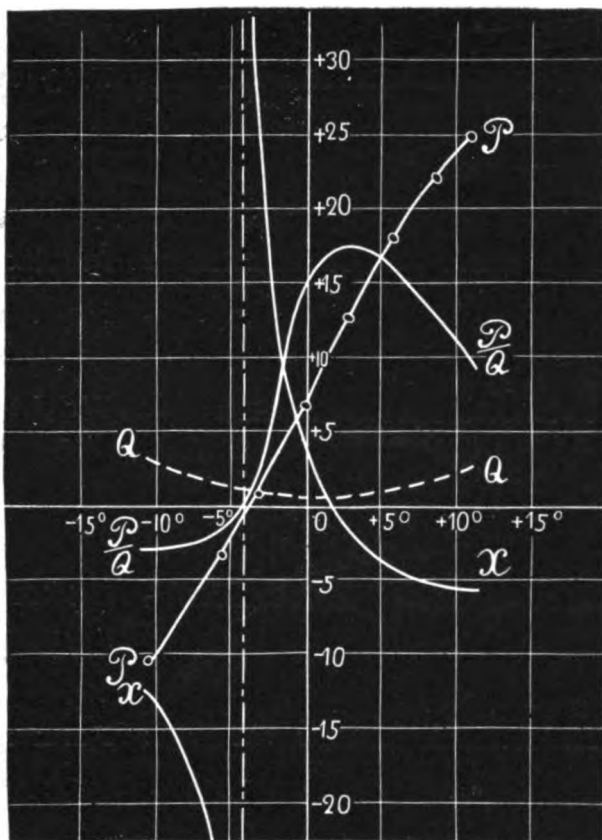


Fig. 7. Bréguet.

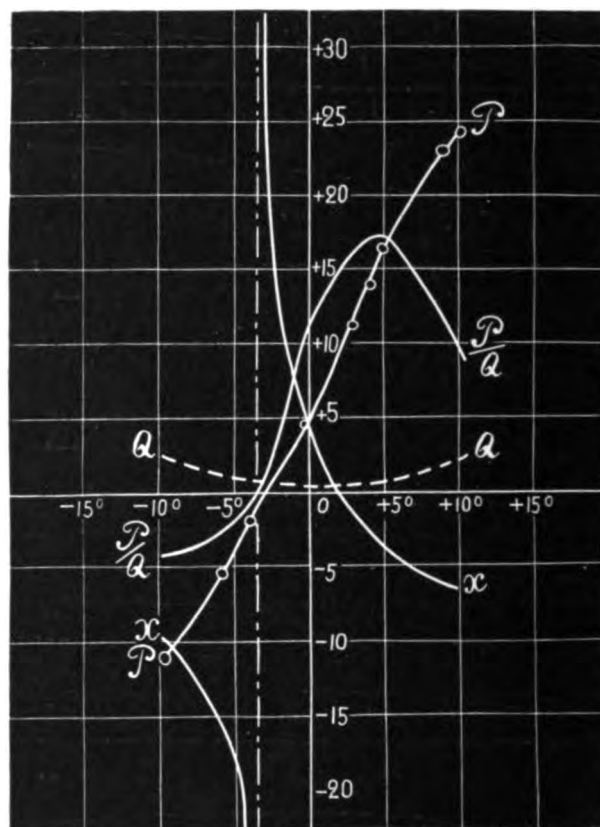


Fig. 9. Wright.

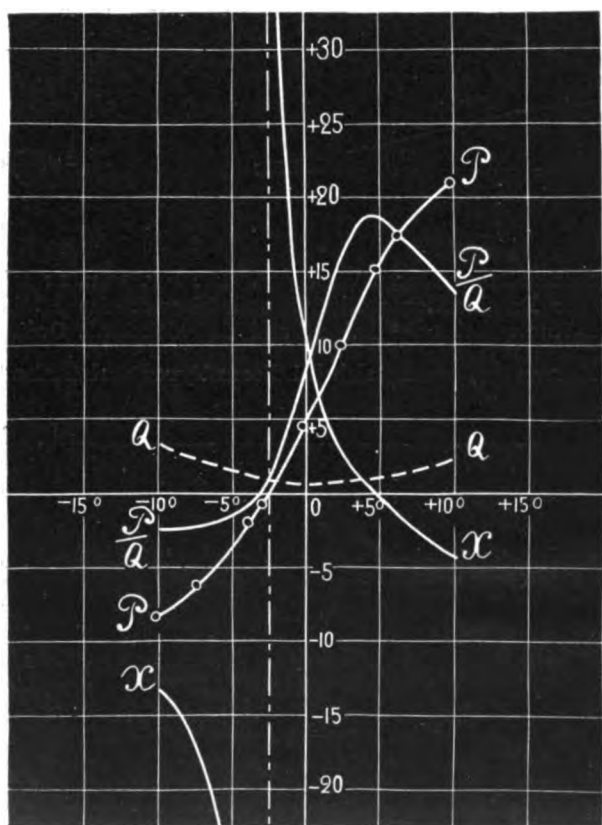


Fig. 8. Antoinette.

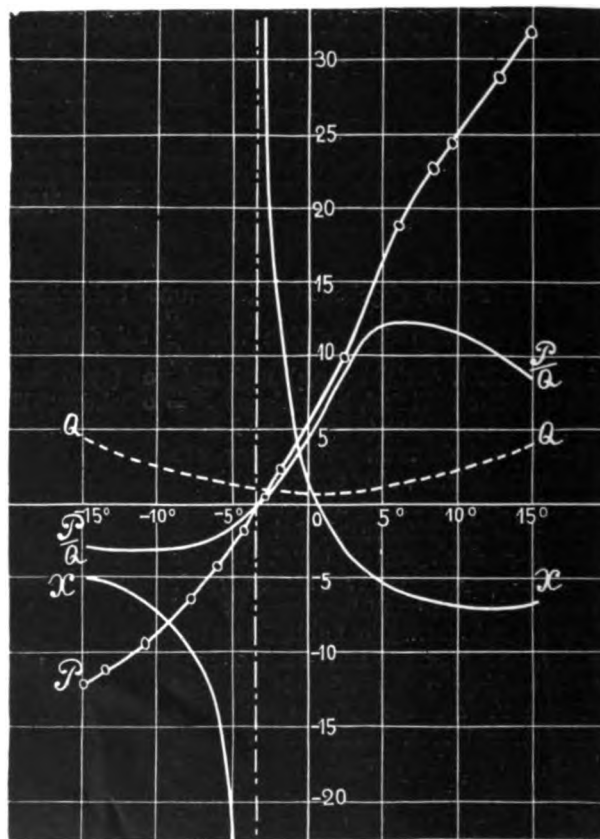


Fig. 10. Blériot XI.

langsam ändern, noch den ziemlich guten Wert 10 hat. Das Fliegen kann bei einer Veränderung des Winkels von 5° bis 15° auf solchen Flächen mit Vorteil ohne einen starken Stabilisator ermöglicht werden. Ziemlich gut ist in dieser Beziehung auch der Typus von Bréguet, aber es ist zweifelhaft,

ob man die Konturen von Farman und Wright für die Monoplane benutzen kann. Fig. 13 zeigt die Diagramme für den Nieuport-Flügel.

§ 3. Außer den hier gegebenen Beobachtungen wurden alle Modelle, die auf der Fig. 5 dargestellt sind, noch so unter-

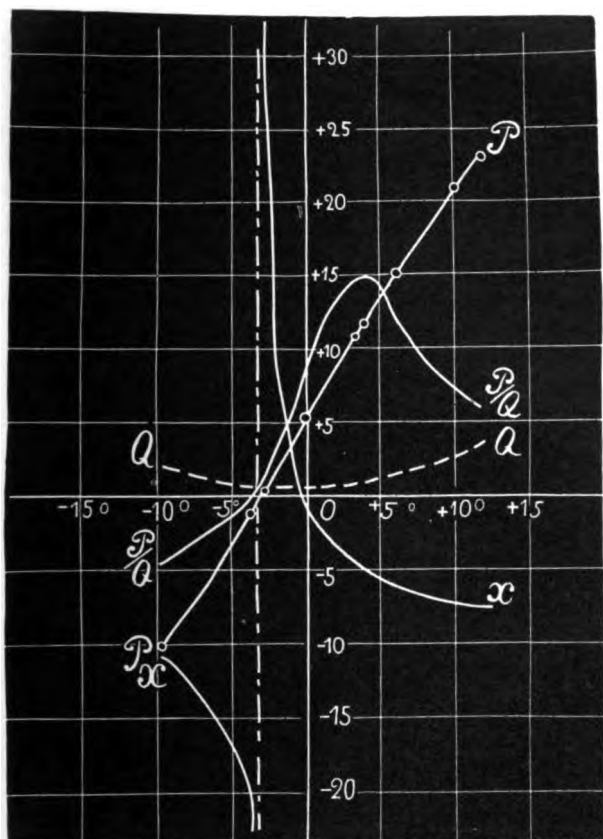


Fig. 11. Farman.

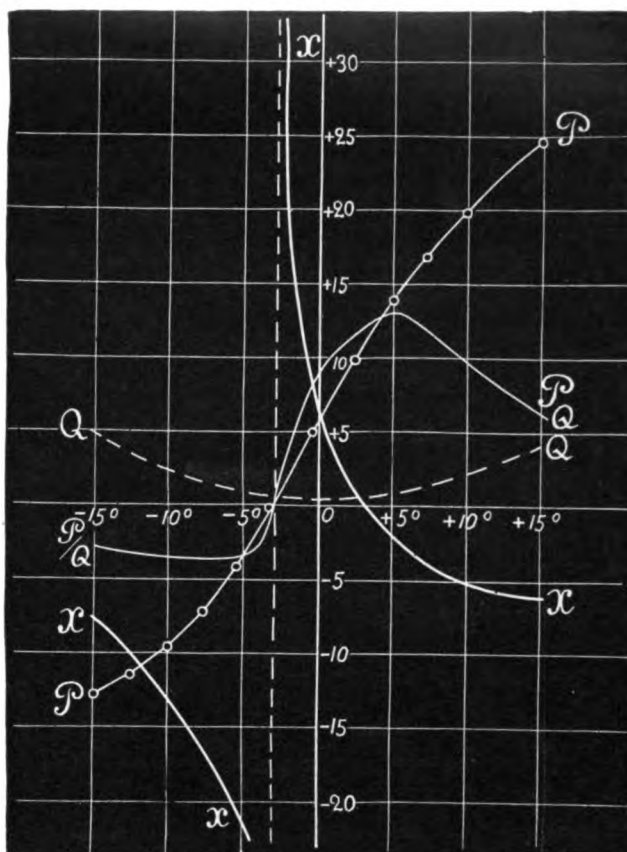


Fig. 13. Nieuport.

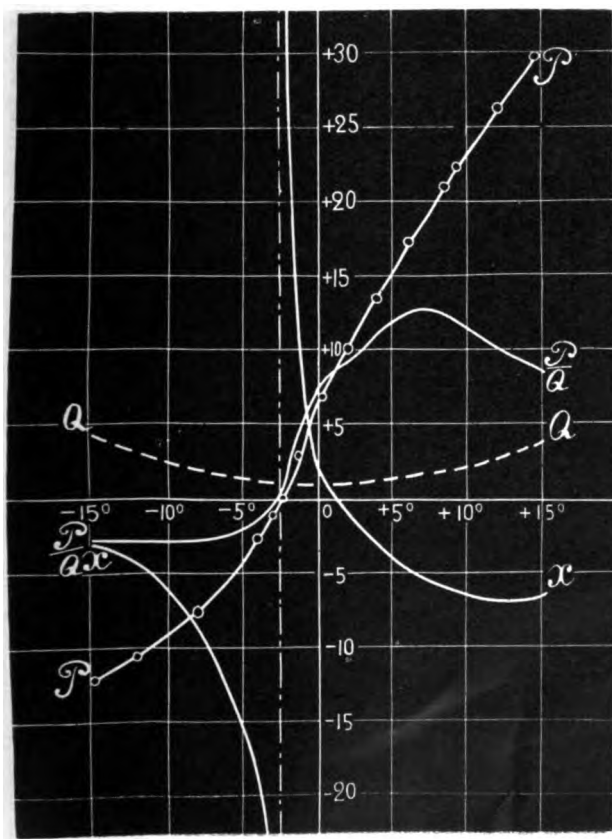


Fig. 12. Henriot.

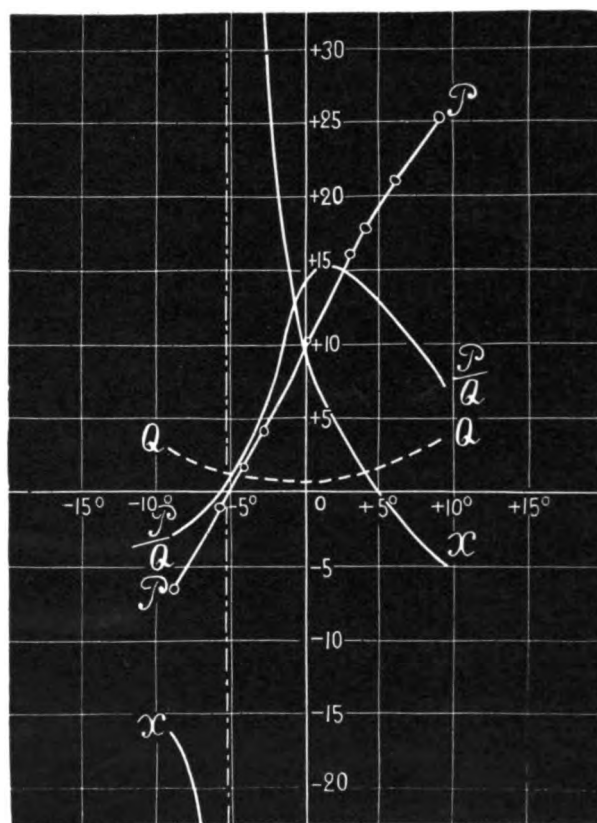


Fig. 14. Bréguet (umgekehrt).

sucht, daß man auf sie den Luftstrom in der entgegengesetzten Richtung, d. h. von rechts nach links, wirken ließ. Dabei erhielt man das Resultat, daß das Maximum von $\frac{P}{Q}$ und der absolute Wert der negativen Winkel, bei welchen $P = 0$,

meist noch größer wurden, während die Stabilität sich bedeutend verminderte. Auf der Fig. 14 sind die Kurven für das umgedrehte Modell von Bréguet dargestellt, auf Fig. 15 für Wright, auf Fig. 16 für Blériot, auf Fig. 17 für Farman, auf Fig. 18 für Henriot und auf Fig. 19 für Nieuport.

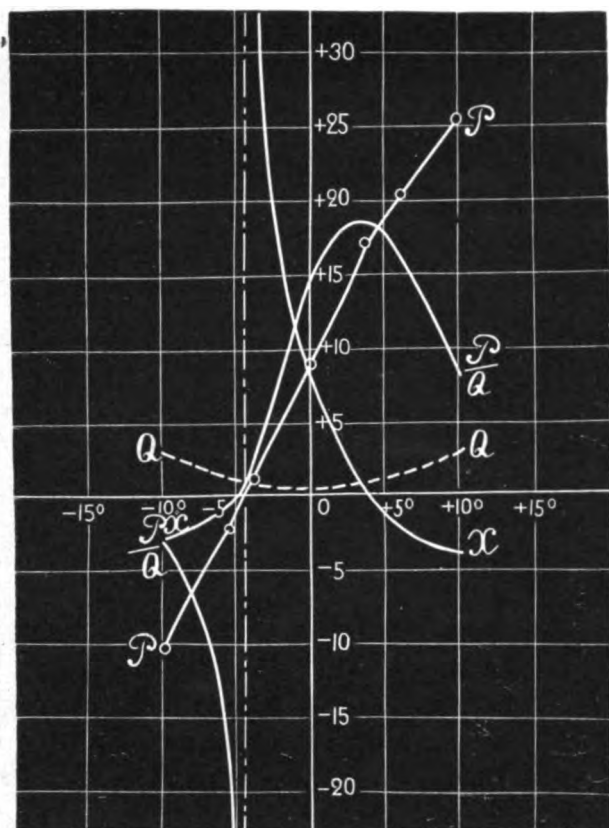


Fig. 15. Wright (umgekehrt).

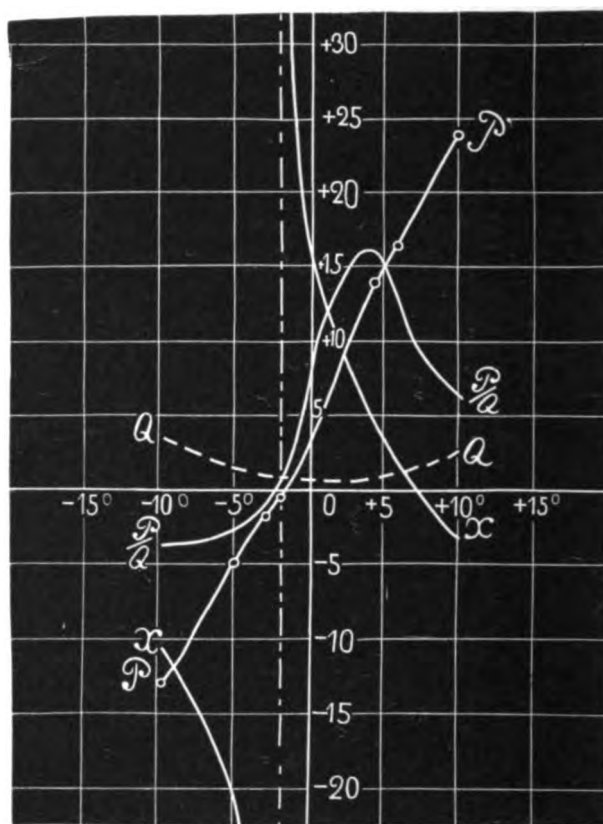


Fig. 17. Färmán (umgekehrt).

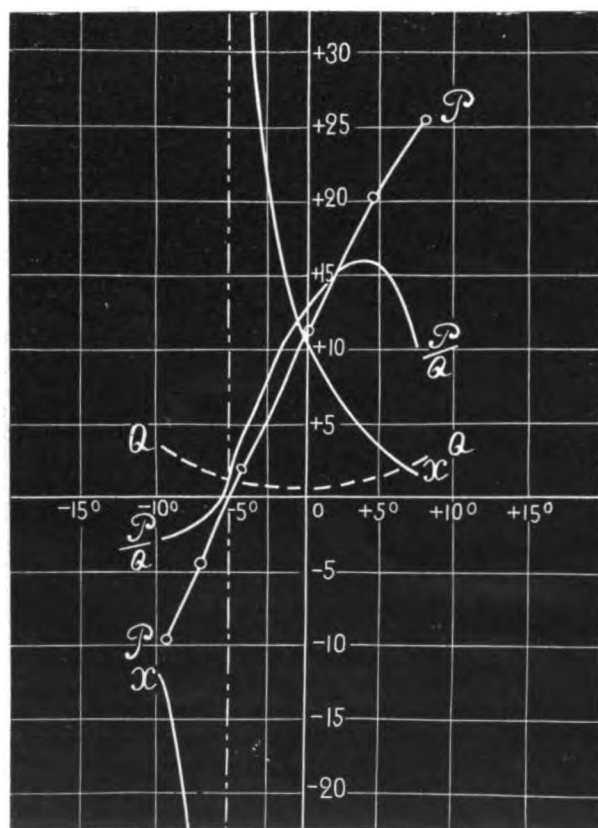


Fig. 16. Blériot (umgekehrt).

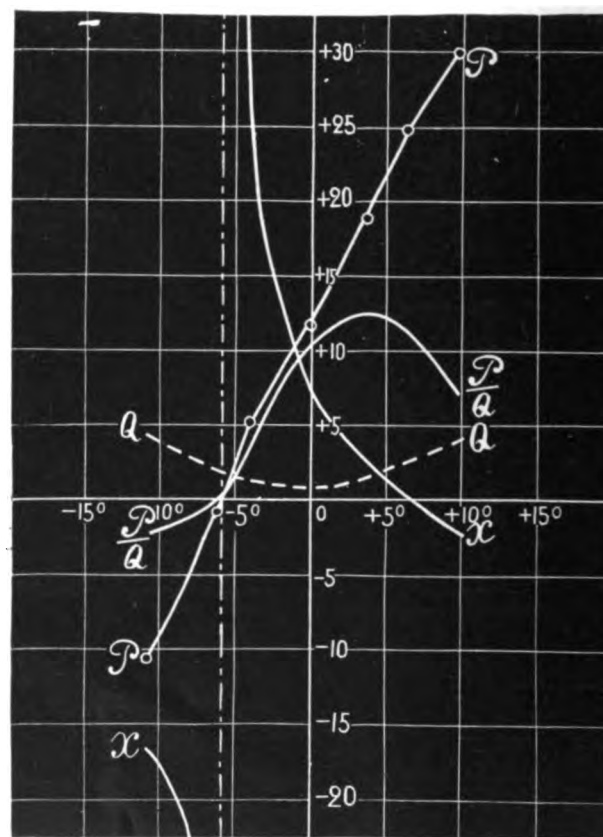


Fig. 18. Henriot (umgekehrt).

Wir sehen, daß bei den umgedrehten Formen das Maximum für $\frac{P}{Q}$ außer bei Bréguet, überall große Werte aufweist, bei den Flächen von Wright wird sogar der Wert 18,3 erreicht. Die absoluten Größen der negativen Winkel, bei welchen

$P = 0$, wuchsen ebenfalls an, außer bei der Fläche von Farman. Für die umgedrehte Fläche von Blériot erreichte der Winkel sogar den Wert -6° . Wenn man durch die Umkehrung der Flächen auch höhere Maximalwerte für $\frac{P}{Q}$ erhält, so fällt

	Bréguet	Antoinette	Wright	Blériot XI	Farman	Henriot	Bréguet umgedreht	Wright umgedreht	Blériot umgedreht	Farman umgedreht	Henriot umgedreht
Einfallswinkel für $P = 0$	-4°	$-2^{\circ},5$	$-3^{\circ},5$	$-3^{\circ},5$	$-3^{\circ},5$	$-2^{\circ},5$	$-5^{\circ},5$	$-4^{\circ},5$	-6°	$-1^{\circ},5$	$-5^{\circ},2$
Einfallswinkel für $\frac{P}{Q}$ max	$+3^{\circ}$	$+4^{\circ},5$	$+5^{\circ}$	$+6^{\circ}$	$+3^{\circ},5$	$7^{\circ},5$	$+1^{\circ}$	$+3^{\circ},5$	$+4^{\circ}$	$+4^{\circ}$	$+4^{\circ},5$
$\frac{P}{Q}$ max	17,5	18,6	17,4	12	15	12,6	15,3	18,3	12,3	16,2	16
Der Wert P in kg/m^2 für $\frac{P}{Q}$ max	13	15,5	16,5	19	12	20	11,5	17,5	19	15	20,5
Der Wert ξ für $\frac{P}{Q}$ max	$-0,03$	$-0,01$	$-0,08$	$-0,12$	$-0,09$	$-0,11$	$+0,13$	$+0,01$	$+0,05$	$+0,09$	$+0,07$
Der Wert $\text{tg } \psi$ für $\frac{P}{Q}$ max	$-1,30$	$-0,77$	$-1,20$	$-0,55$	$-0,80$	$-0,44$	$-2,10$	$-1,72$	$-1,00$	$-2,00$	$-1,00$

die Kurve dafür nach Überschreitung des Maximums sehr steil ab; besonders auffällig tritt dies beim Typus Blériot in Erscheinung. Die Kurven x fallen sämtlich sehr schroff mit dem Anwachsen des Eintrittswinkels ab und haben innerhalb der Grenzen der Beobachtungen überhaupt kein Minimum. Der Wert von $\frac{P}{Q}$ dürfte für den Winkel, welcher das Minimum von x gibt, sehr unbedeutend sein. Daraus geht hervor, daß

in der bei Eiffel¹⁾ üblichen Form, wobei wir das Verhältnis von x zur Länge der Sehne mit ξ und die Tangens des Winkels, den die Tangente an die x -Kurve mit der Abszissenachse bildet, durch $\text{tg } \psi$ bezeichnen. Nach der Bezeichnung von Prof. N. E. Joukowski ist diese letztere Größe, die bei allen unseren Beobachtungen negativ ist, eine Charakteristik des Grades der Labilität.

Wenn wir den Grad der Labilität wie auch die Auftriebskraft in Betracht ziehen, kommen wir zu dem Schlusse, daß für die Biplane die Formen des Typus von Blériot und Henriot sich als die vorteilhaftesten zeigen. Der Typus Antoinette, welcher die größte Auftriebskraft 18,6 kg/qm bei dem Winkel $4,5^{\circ}$ gibt, gibt bei diesem Winkel einen sehr hohen Grad der Labilität ($\text{tg } \psi = -0,77$), wodurch die Möglichkeit genommen ist, diesen Einfallswinkel zu benutzen. Was aber die umgedrehten Formen der Flächen betrifft, so sind sie infolge der großen negativen Werte für $\text{tg } \psi$ für die Haupttragflächen ungeeignet, wohl aber sind sie für die Einrichtung des Ruders bequem, weil sie bei geringem Widerstand eine gute Auftriebskraft geben; ihre Labilität beim Drehen erleichtert nur die Manipulationen mit ihnen, indem sie die Reibungskraft in den Organen der Leitung überwinden hilft.

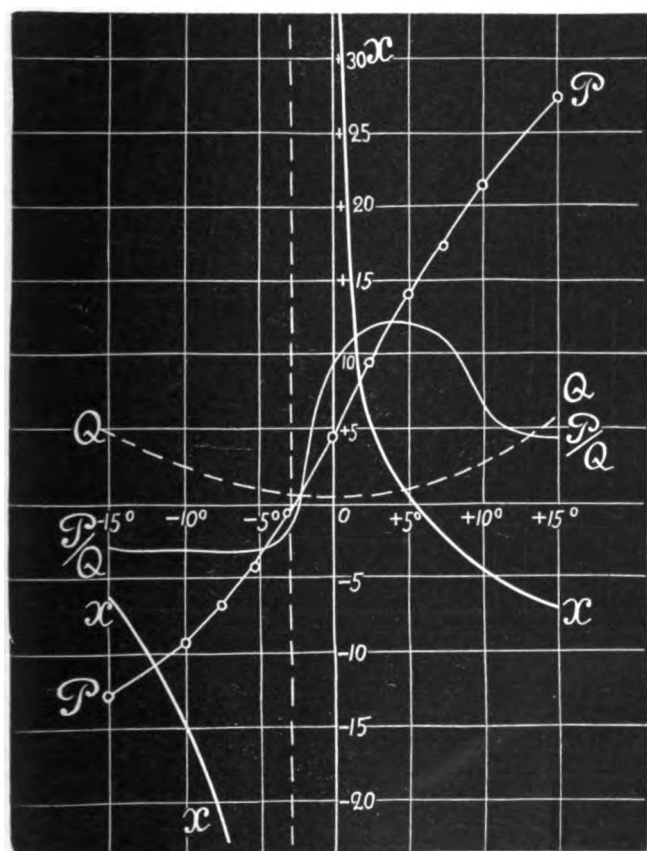


Fig. 19. Nieuport (umgekehrt).

die umgedrehten Flächen wegen ihrer Labilität kaum für die Haupttragflächen der Drachenzugler benutzt werden können.

Wir geben die Vergleichungstabelle der Größen, die durch unsere Beobachtungen für verschiedene Flächen erhalten wurden,

Die Funkentelegraphie auf der „Ala“.

Von H. Thurn, Berlin-Friedenau. (Schluß von Heft 10.)

Ist nur ein fester Sender vorhanden, so läßt sich nur ungefähr die Richtung des beweglichen Empfängers zu diesem festlegen, und es muß, wenn eine eindeutige Ortsbestimmung erzielt werden soll, noch eine Abstandsbestimmung von der festen Station hinzugefügt werden.

Sind zwei feste Stationen vorhanden, so werden vom Empfänger zwei Richtungsbestimmungen ausgeführt, diese auf der Karte eingetragen und der Ort des Empfängers als Schnittpunkt der beiden Richtungen gefunden. Die Genauigkeit wird um so größer sein, je kleiner die Entfernung des Empfängers von der oder den festen Stationen ist und je mehr der beobachtete Richtungswinkel sich 90° nähert.

Nach den bisherigen Ergebnissen scheint es möglich zu sein, für einen festen Sender den Winkel bis auf 3 oder 4° genau zu bestimmen.

Die praktische Einführung dieser Methode für die deutsche Luftschiffahrt denkt sich die Telefunkengesellschaft etwa folgendermaßen:

Man würde an der politischen Grenze Deutschlands eine Kette von festen Stationen mit je 50 bis 100 km Abstand errichten, so daß die größte Entfernung für die Stationen an Bord der Luftschiffe von diesen Stationen beim Überfliegen der

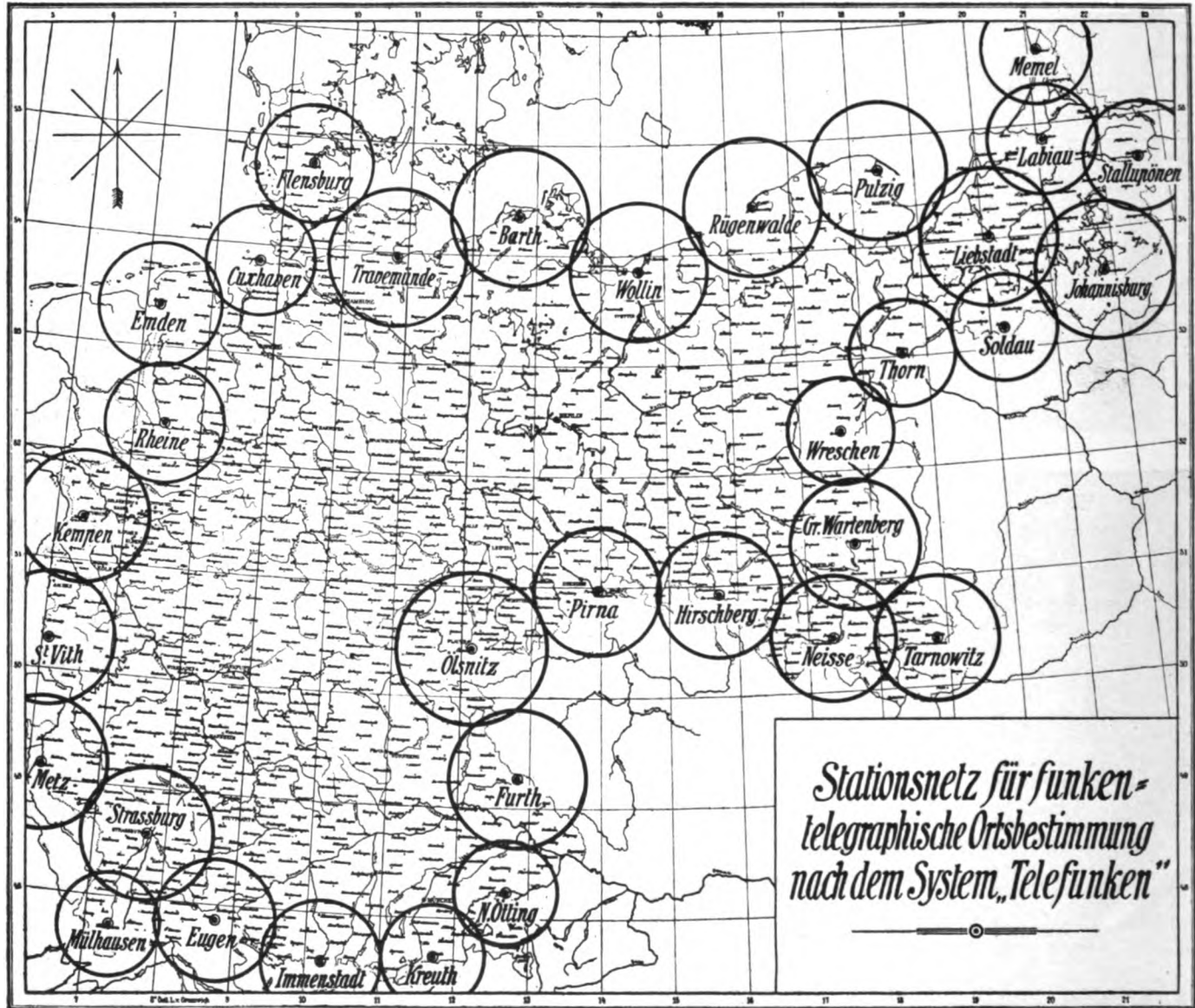
¹⁾ L'Aerophile 1911, Nr. 12.

Kette höchstens 50 km betragen würde. Hierdurch würden die Insassen der Luftfahrzeuge nicht allein die Tatsache der Grenzüberschreitung in ihrem Empfangsapparat beobachten, sondern eine genaue Feststellung ihres augenblicklichen Standpunktes sehr leicht bewerkstelligen können. Eine ähnliche Kette von Stationen, ebenfalls mit 100 km Abstand an der Nordküste Deutschlands installiert, würde die Luftschiffer vor der Gefahr eines unbeabsichtigten Überfliegens der See schützen.

Auf der beigefügten Karte Deutschlands sind die beiden eben genannten Stationsketten eingezeichnet. Man benötigt hiernach für die Landgrenze etwa 20, für die Nordseeküste 4 bis 5 und für die Ostseeküste 8 Stationen.

installiert sind. Zwei durch den unten sichtbaren Motor in langsamer Rotation erhaltene Kontakte verbinden in regelmäßigen Zwischenräumen die Sendeapparatur mit den 32 verschiedenen Antennen zeitlich nacheinander. Durch das Getriebe zwischen Motor und Schaltapparat wird nach jeder halben Umdrehung die Sendeapparatur an die nicht gerichtete Zeitantenne einen Augenblick lang angeschlossen.

Eine weitere verbesserte neue Antennenanordnung für Richtsender ist in Fig. 9 dargestellt. Von einem einzigen neutralen Mast wird in der Mitte eine Schirmantenne in der üblichen Weise getragen, die zur Abgabe der Zeitsignale dient. Unter dieser, und zwar durch Isolatoren von den Schirmdrähten



Der Bedarf an elektrischer Energie für jede dieser Richtstationen würde weniger als $\frac{1}{2}$ KW betragen. Die Stationen würden in oder in der Nähe größerer Städte bzw. Ortschaften installiert werden und die Energie könnte daher aus vorhandenen Elektrizitätswerken entnommen werden. Zum Tragen der Antenne würden sich in den meisten Fällen vorhandene Schornsteine oder dergleichen benutzen lassen. Personal für die Wartung der Stationen wäre unnötig, da diese automatisch arbeiten.

In der Fig. 8, in der der Rotations-Sendeapparat der Versuchsstation in Gartenfelde dargestellt ist, sehen wir auf dem Tragegestell einen Hauptteil der inneren Einrichtung einer solchen Sendestation, nämlich die automatische Umschaltung auf die einzelnen Richtantennen. Man sieht (vgl. Fig. 10) eine vertikale Achse aus Isolationsmaterial, an deren oberem Ende kreisförmig eine Reihe von Anschlußpunkten auf Isolatoren

getrennt, sind die Drähte der Richtantennen installiert, die außen an niedrigen Masten oder Pfählen verankert sind. Eine solche etwa 20 m hohe Senderanordnung wurde in Gartenfelde bei Spandau errichtet (Fig. 11). Der Vorteil dieser Anordnung besteht darin, daß ein einziger Mast beide Antennen trägt. Die Skizze oben links auf der Fig. 10 zeigt schematisch die Orientierung eines Schiffes nach zwei Richtstationen an der Küste. Oben rechts in dieser Figur ist schematisch die Wirkung des Kontaktapparates zur Darstellung gebracht, der den Sendeapparat nacheinander mit den Richtantennen verbindet, bei einer bestimmten Stellung aber mit der Zeitsignalantenne.

Die Einführung funkentelegraphischer Stationen an Bord von Luftfahrzeugen, und zwar hauptsächlich von Lenkballonen, ist erst in den allerletzten Jahren erfolgt. Vorher begnügte man sich mit der Ausrüstung solcher Luftfahrzeuge mit einer Empfangseinrichtung, scheute sich aber, eine Sendeeinrichtung an

Bord zu nehmen. In erster Linie war es die Explosions- und Feuersgefahr, welche zu dieser Zurückhaltung führte. Aber gerade die Abgabe von Nachrichten von Bord des Fahrzeuges nach der Erde hin war diejenige Aufgabe, welche für die Luftschiffahrt großen Nutzen bringen mußte, während umgekehrt die Nachrichtensendung nach dem Ballon eine relativ geringere praktische Bedeutung hat. Die Feuersgefahr war einerseits bedingt durch die Funkenbildungen an den Sendeapparaten und andererseits durch die großen Energiemengen und hohen elektrischen Spannungen, welche in den Sender-Antennen vorhanden sind. Erstere Gefahr ist namentlich bei den neuen tönenden Löschfunkensendern verringert, weil diese mit luftdicht abgeschlossenen Funkenstrecken arbeiten. Aber auch Verbesserungen in den Antennen-Anordnungen haben eine fast gefahrlose Benutzung ermöglicht.

Von besonderer Wichtigkeit ist die Frage der günstigsten Anordnung des Gegengewichts zur Ausbalancierung des Luftdrahtes. Die Schwierigkeit, für Freiballone und Flugmaschinen das elektrische Gegengewicht ohne große Gewichtsvermehrung zu schaffen, haben zu zahlreichen, zum Teil patentamtlich geschützten Vorschlägen geführt, die in neuerer Zeit immer mehr darauf hinzielen, die organischen Teile des Ballons oder Flugzeuges, soweit sie leitend sind, heranzuziehen und nichtleitende Ballonteile zu metallisieren.

Die Antennen-Installation richtet sich natürlich nach den konstruktiven Einzelheiten der Luftfahrzeuge. Bei Lenkballonen wird in der Regel (vgl. Fig. 12) ein Luftdraht aus der Gondel herabgelassen, und die Metallteile der Gondel selber bilden das Gegengewicht hierfür. (D.R.P. Nr. 148 001.)

Nach einem patentierten Vorschlage von Dr. Beggerow (D.R.P. Nr. 225 204) sollen zwei verschieden lange Hängeantennen, die unter dem Korbe durch ein Lechersches System verbunden sind, in freier Luft nachschleifen und die eine Antenne mechanisch mit organischen Teilen des Ballons (Ring, Netzwerk, Hülle) verbunden werden. In der Fig. 13 sind aus der hinteren Gondel zwei parallele Luftdrähte herabgelassen, von denen der kürzere Draht mit einem Teile des längeren zusammen eine Art Lechersches System bildet, während der überragende Teil des längeren Drahtes die eigentliche strahlende Antenne bildet. In diesem Falle sind die gefährlichen Spannungen und alle elektrische Hochfrequenzenergie führenden Leitungen von dem eigentlichen Ballonkörper weit entfernt und hängen frei unter der Gondel.

Bei Flugzeugen wird meistens ein 50 bis 100 m langer Luftdraht abgelassen und von der Flugmaschine durch den Raum gezogen, wobei er eine fast horizontale Stellung einnimmt. Es bestehen natürlich erhebliche Schwierigkeiten, diesen Draht so anzubringen, daß er einerseits die Fluggeschwindigkeit durch Luftreibung wenig beeinträchtigt, andererseits bei den Kurven kein schädliches Kippmoment verursacht und schließlich bei einer plötzlichen Landung den Flieger nicht allzusehr gefährdet. Beim Flugzeug werden ebenfalls die

phischen Verständigung von und nach Flugzeugen angegeben, bei der als Antennen Kapazitätsflächen benutzt werden, die aus dünnem leitenden Material (Metallfolie) bestehen und so angeordnet sind, daß sie praktisch keinen Widerstand gegen die Bewegung des Luftfahrzeuges durch



Fig. 8.

die Luft bilden. Außerdem können besondere Metalloberflächen vorgesehen werden, die durch Leitungen miteinander verbunden und durch Schalter betätigt werden können, um die ausgestrahlten Wellen nach bestimmten Richtungen abschirmen zu können.

Bei Freiballonen wird der Luftdraht 100 oder mehrere 100 m aus der Gondel senkrecht herabgelassen und als

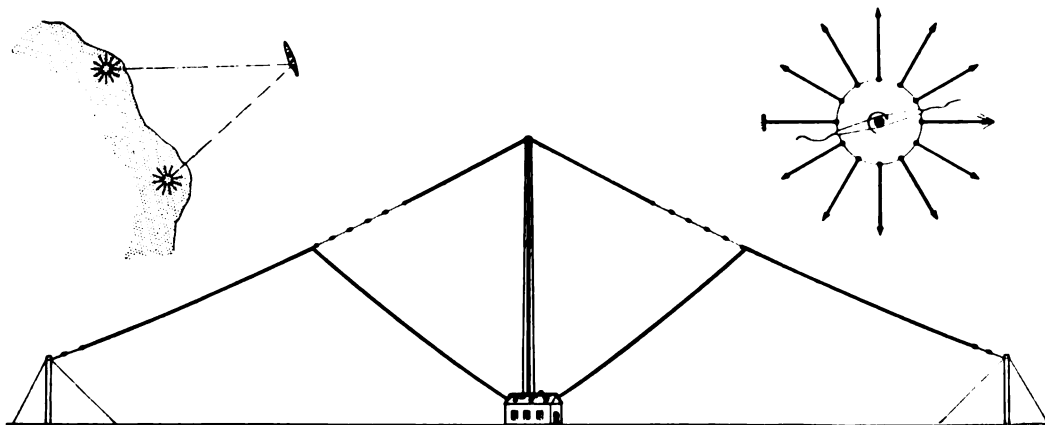


Fig. 9.

Metallteile der Maschinerie und des Traggestelles als elektrisches Gegengewicht wie beim Lenkballon benutzt.

R. A. Fessenden in Brant Rock hat eine besondere patentierte Vorrichtung (D.R.P. 232 332) zur funkentelegra-

Gegengewicht der Ballonkörper mit einem leitenden Netze umgeben. Dieses dürfte auch einen gewissen Schutz gegen statische Ladungen und damit bei der Landung gegen die sehr gefürchteten Gasentzündungen gewähren. Die Luft-

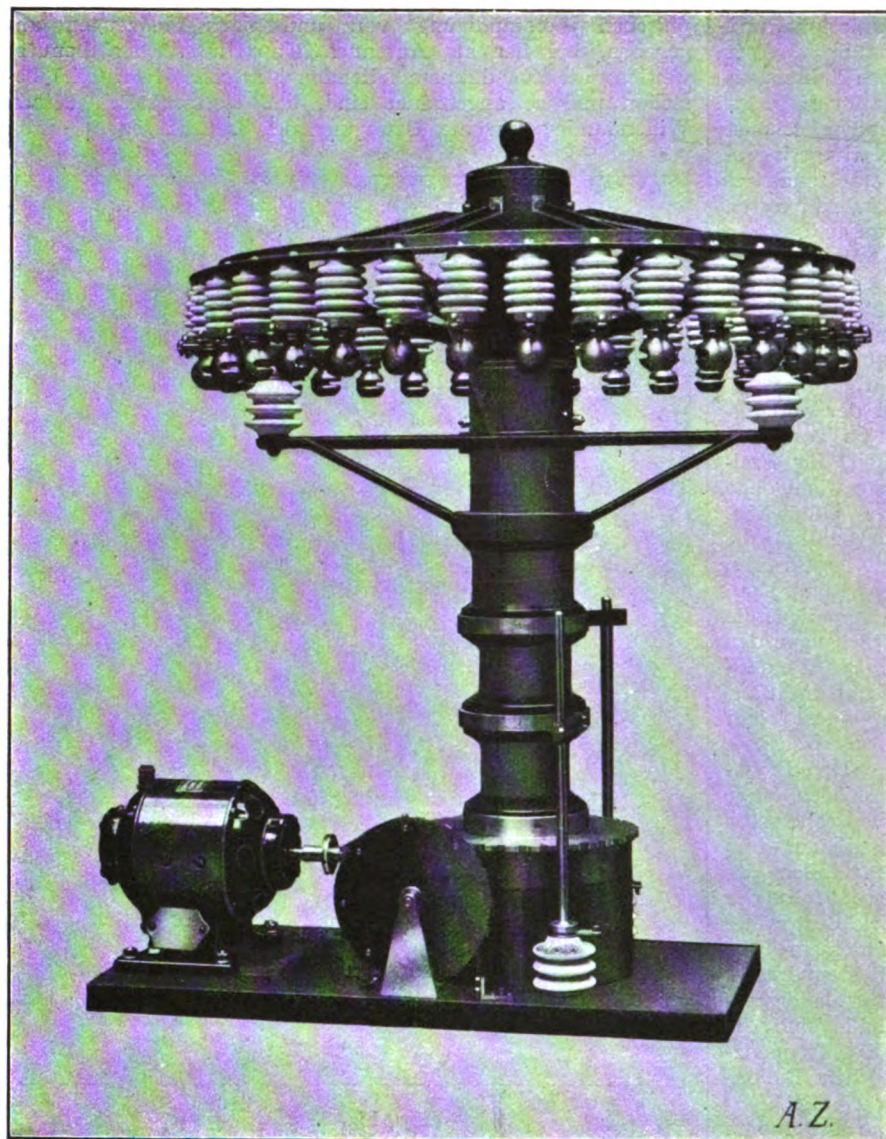


Fig. 10.

drahtlänge kann hier erheblich größer gewählt werden als beim Motorballon oder dem Flugzeug, und es sind daher mit relativ kleinen Sendeenergien große Reichweiten zu erzielen.

Th. Meyenburg (D.R.P. Nr. 232 257) hat eine ähnliche Vorrichtung patentiert erhalten; das elektrische Gegengewicht besteht aus einer Anzahl biegsamer Drähte oder Litzen, die mit dem Netzwerk des Luftschiffs und mit allen seinen Metallteilen mechanisch verbunden sind und infolge ihrer räumlichen Ausdehnung ein Metallgebilde von großer Kapazität darstellt. Diese Anordnung (vgl. Fig. 14) bezweckt, verschieden lange Luftdrähte, die frei von der Gondel des Luftschiffs herunterhängen, durch ein und dasselbe Gegengewicht auszubalancieren und hohe explosionsgefährliche Spannungen an dem Luftschiffkörper zu vermeiden.

Es sei noch erwähnt, daß die hängenden Ballon-Antennen nicht nur hinsichtlich ihrer elektrischen Eigenschaften sondern auch bezüglich der Festigkeit den Anforderungen entsprechen müssen. Man verzichtet daher bisweilen auf die gute Leitfähigkeit des Kupfers und wählt Stahl- oder Siliziumbronzedrähte. Um gute Leitfähigkeit mit mechanischer

Festigkeit zu vereinigen, nimmt man auch mit Kupfer umspinnene Drähte aus dem genannten Material oder plattiert sie mit Kupfer; endlich wären noch kupferumklöppelte Hanfseile zu erwähnen.

Technische Rückblicke auf den Zweiten Deutschen Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein.

(Schluß aus Heft 11).

Der von Rittmeister Graf Wolfskeel gesteuerte Euler-Doppeldecker ist zum größten Teil ein bekannter Typ. Die Eulerwerke haben an ihrem Apparat keinerlei Änderungen ausgeführt, sich im Gegenteil auf eine bessere Durchkonstruktion der Details beschränkt. So ist zunächst für den kleinen Vorbau der Sitze, der sich einerseits auf das untere Tragdeck, andererseits mit Streben direkt auf das Fahrgestell stützt, eine besondere Karosserie geschaffen, welche dem vorn sitzenden Führer einen beträchtlichen Schutz gewährt. Die Betätigung der Steuer ist in der bewährten Art beibehalten worden, nämlich mittels zweier Handhebel, während auf Pedale ganz Verzicht geleistet worden ist. Die Handhebel für Seiten- und Quersteuerung sind beide mit dem Höhensteuer verbunden, so daß mit beiden Hebeln mit einer Bewegung gleichzeitig Höhen- und Seiten- oder Höhen- und Quersteuerung betätigt werden kann. Eine sehr gute Durchkonstruktion zeigt der Bremssporn, der durch zwei senkrecht zueinander stehenden Bolzen in jeder Richtung beweglich ist. Durch den sehr schwierigen Flug am 1. Tage hat der Euler-Apparat den Beweis seiner Flugfähigkeit erbracht, aber auch die Leistung des Grafen Wolfskeel ist nicht hoch genug einzuschätzen.

Die beiden Albatros-Doppeldecker — der des Leutnants Mahnke mit einem 100 PS Argus, der vom Oberleutnant von Falkenstein mit einem 70 PS Mercedes ausgerüstet, konnten sich ebenfalls ruhmvoll an dem Wettbewerb beteiligen.

Die beiden Apparate zeigen die normale Ausführung der Albatros Militär-Doppeldecker. Der sehr breit ausladende

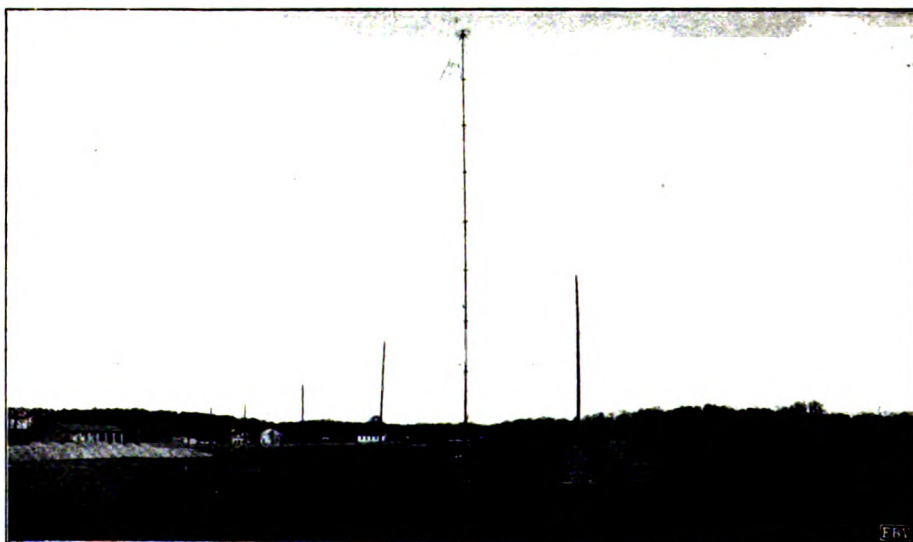


Fig. 11.

Apparat hat noch eine verhältnismäßig große Anzahl von Spanndrähten, die durch eine andere, mehr diagonale Stellung der Streben beträchtlich vermindert werden könnte. Das Fahrgestell mit seinen zwei Paar Laufrädern beiderseits der Kufen hat sich bei den verschiedenen Landungsplätzen als recht

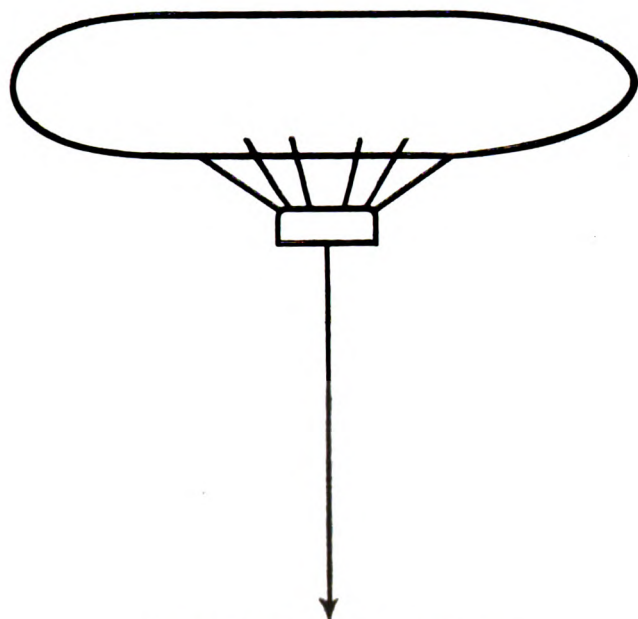
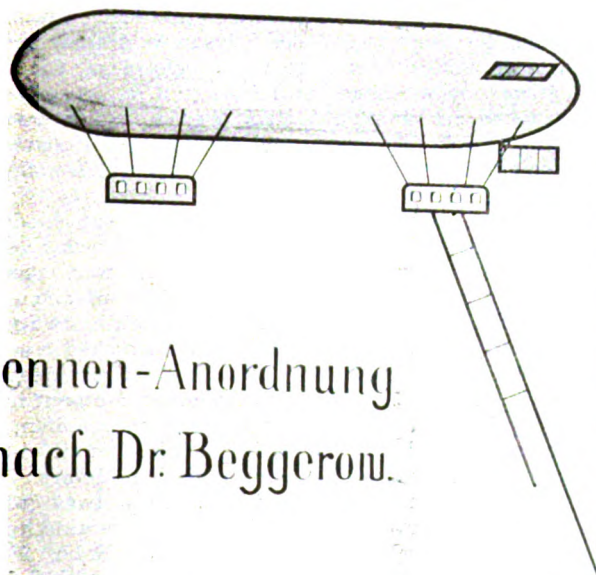


Fig. 12. Normale Ballon-Antenne.

brauchbar erwiesen, ebenfalls die schuhförmigen Verkleidungen vor den Sitzen, welche den Stirnwiderstand des Apparates beträchtlich vermindern. Trotz des verhältnismäßig schwachen Motors von 70 PS war der Doppeldecker des Oberleutnants von Falkenstein den großen Anforderungen des Fluges durchaus gewachsen und es war ein bedauerliches Mißgeschick,



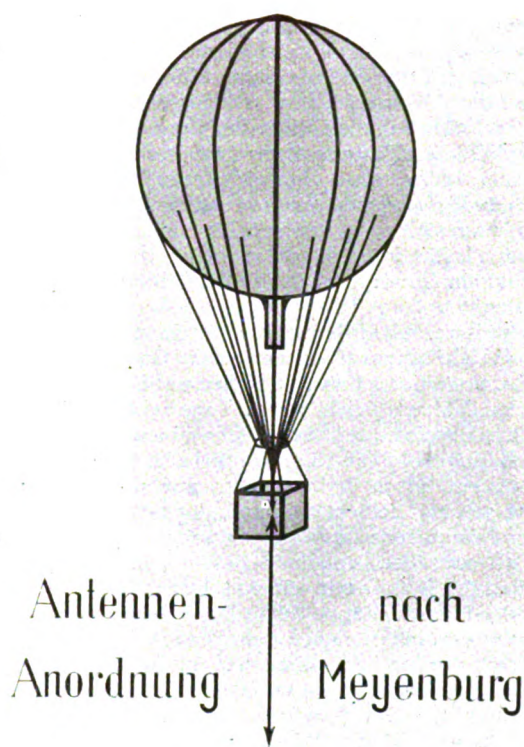
Antennen-Anordnung
nach Dr. Beggerow.

Fig. 13.

daß der Apparat nach erfolgter Zurücklegung der ersten Etappen auf dem Landungsplatz in Saarbrücken sein Fahrgestell vollständig zerschellte. Der Apparat wurde nämlich in gutem Gleitfluge zur Erde gebracht, allerdings etwas zu weit nach dem Ende des Flugplatzes, der hier am Bahndamm durch einen breiten Wasserarm begrenzt wurde; mit Rücksicht auf diesen Wasserarm hat der Führer wahrscheinlich die Landung etwas

beschleunigt und hierdurch den Bruch des Fahrgestelles veranlaßt. Der Güte des Fabrikates kann natürlich dieses Mißgeschick in keiner Weise Abbruch tun.

Der von Oberleutnant Wirth gesteuerte Ottodoppeldecker, ein recht aussichtsreicher Apparat, wurde leider bei einer Notlandung in Neufvillage völlig zerstört, und zwar zeigte sich wiederum die alte Erfahrung, daß Kornfelder, und mögen sie auch kaum einen halben Meter hoch sein, das schlimmste Landungsterrain für Flugzeuge sind. Der Unfall zeigt aber auch anderseits die Vorzüge der Ottoschen Konstruktion, denn nur dieser haben die beiden Flieger es zu danken, daß sie mit ganz geringfügigen Verletzungen davon gekommen sind. Der Vorgang selbst war folgender: Die mit steigender Sonne immer heftiger auftretenden Böen, auf die wir schon vorhin hingewiesen haben, und welche ein Vorwärtskommen nicht mehr zuließen, zwangen den Führer, eine Notlandung vorzunehmen. Der Doppeldecker wurde auch in richtiger Weise niedergebracht, jedoch gelang es nicht, den Motor rechtzeitig abzustellen, so daß der Apparat über das vorgesehene Landungs-



Antennen-
Anordnung nach
Meyenburg

Fig. 14.

terrain hinaus in ein, an einem sanft ansteigenden Hügel gelegenes Kornfeld hinein fuhr; hier verfangen sich das Landungsgestell und die Räder sofort, so daß der Apparat vorn überkippte und die weit vorgelagerte Brücke mit den Sitzen abbrach, sich dann nochmals gänzlich überschlug und nun das Verbindungsgestell zum Schwanz durchknickte. Trotz dieser verschiedenen äußerst gefährlichen Sprünge blieben die Flieger bis zuletzt in den Sitzen und nur im letzten Moment kam der Führer unter den Propellerflügel zu liegen. Der Apparat selbst war natürlich ganz zerbrochen, jedoch waren die Trag- und Schwanzzellen bis auf einige eingeknickte Rohre völlig intakt. Der Motor hing in horizontaler Lage noch völlig fest an seinem Gestell und der Propeller war in keiner Weise lädiert; alles dies dürfte der beste Beweis dafür sein, daß sich Stahlrohre in weit höherem Maße zur Arbeitsaufnahme bei so schwierigen Landungen eignen als Holz, das fraglos zersplittert wäre und die Insassen sicher mehr gefährdet hätte.

Das Charakteristikum des Otto-Doppeldeckers, wie er für die bayerische Militärverwaltung geliefert wird, sind dreifach zerlegbare Tragflächen, die eine große Transportmöglichkeit und Reparaturfähigkeit sichern; die Sitze sind

vor den Tragdecks auf einer Stahlrohrbrücke angebracht, so daß der Ausblick nach allen Seiten völlig unbehindert ist. Der Motor ist verhältnismäßig weit von den Sitzen angeordnet, um so eine Belästigung der Führer nach Möglichkeit auszuschalten. Die Ovalstahlrohre, die durch eine durch Patent geschützte Verbindung die beiden Tragdecks miteinander vereinigen, bieten einen sehr geringen Luftwiderstand und haben anderseits eine erhebliche Festigkeit.

Der von Oberleutnant Hartmann gesteuerte A.F.G.-Doppeldecker wurde von den Deutschen Flugzeugwerken Lindenthal Leipzig gebaut; die Konstruktion lehnt sich eng an den Maurice-Farman-Typ an, so daß sich eine eingehende Besprechung erübrigt. Die Konstruktion zeigt besonders beim Fahrgestell einige Mängel; die weit nach vorn ausladenden Streben, d. h. die verlängerten Kufen, welche das vordere Höhensteuer tragen, sind bei Landungen sehr gefährdet, und waren auch fast stets der Anlaß, daß der Apparat aufgeben mußte. So mußte Oberleutnant Hartmann zuerst in Neufvillage auf einen weiteren Flug verzichten, weil das Landungsgestell zerbrach.

Die Konstruktion der Laufräder ist, abgesehen von dem großen Luftwiderstand der Doppelräder, entschieden vorteilhaft, aber die Strebenverspannung von den Kufen zum Höhensteuer müßte so bald wie möglich aufgegeben werden. Die Sitze sind durch eine recht niedrig gehaltene Karosserie geschützt, so daß die Fahrer immerhin noch einen recht erheblichen Luftwiderstand bieten. Die Seitensteuerung geschieht durch einen Fußhebel, die Höhensteuerung durch einen gehörnartig ausgebildeten Handhebel, der in zwei Handbügeln endet. Dieser Hebel betätigt auch die Quersteuerung durch seitliches Verlegen des Hebels; die beiden Handbügel sollen den Führer in die Lage versetzen, mit beiden Händen steuern zu können. Die Konstruktion hat sich aber nicht sonderlich bewährt, vielmehr ist ein Handrad nach Art der Militärvorschriften vorzuziehen.

Eine weitere, sehr interessante Maschine des Wettbewerbes war der Wright-Apparat unter der Führung des Leutnants Fisch. Man muß hier schon vom richtigen Fliegerpech sprechen, welches den Führer gleich am 1. Tage dadurch in der Konkurrenz zurücksetzte, daß er durch seinen Beobachter statt nach Metz bis nahe an die französische Grenze heranflog, denn Leutnant Fisch hat nachher auf den Etappenflügen gezeigt, was er mit seinem Apparat, der mit dem schwächsten Motor der Konkurrenz ausgestattet war, zu leisten vermochte. Es muß als ganz hervorragende Besonnenheit gekennzeichnet werden, daß der Führer mit seinem schwachen Motor sich nicht während der letzten Etappe über den Schwarzwald und seine Höhen erhob, sondern lieber den Umweg um den Schwarzwald machte und so auch diese Etappe in vorschriftsmäßiger Weise erledigte. Der Apparat selbst ist bekannt; neben einander liegende Sitze an der vorderen Kante der unteren Tragfläche, rechts neben dem Führer Motor und Kühler, die Sitze selbst durch eine bis zur Brusthöhe heranreichende Karosserie geschützt, zwei Kufen mit gut gefederten Laufrädern, hinten liegendes Höhensteuer. Der Antrieb geschieht durch zwei gegenläufig rotierende Holzschrauben nach dem veränderten System Wright.

Der Aviatik-Eindecker, der sich leider wegen Motordefektes nicht an der Konkurrenz beteiligen konnte, gehörte wohl mit zu den schnellsten Maschinen der Konkurrenz, aber vermutlich sollte gerade diese Eigenschaft für ihn zum Verderben werden, denn der zu seiner Erprobung in Aussicht genommene Platz in Saarbrücken war für das Ausprobieren einer so schnellen Maschine viel zu klein. Der Rumpf in der schlanken Form des Motorbootes ist nach unten gut abgerundet, Motor und Propeller sitzen am Kopf, während sich ihm hinten die Stabilisierungs- und Steuerflächen angliedern. Zwischen Tragflächen und Rumpf ist ein Beobachtungszwischenraum gelassen. Vom Rumpf führen beiderseits je drei Streben zu einer Kufe, die wiederum an einem Räderpaar aufgehängt ist, jedoch sind die beiden Räderpaare durch eine Welle miteinander verbunden, was entschieden einen Nachteil bedeutet, da hierdurch die Räder an Anpassungsfähigkeit gegenüber dem Gelände verlieren.

Außer den vorgenannten Maschinen haben sich an den Schauflügen noch einige interessante Apparate beteiligt, die wir noch ganz kurz streifen wollen, so ein Lochner-Doppel-

decker und der Jeannin-Eindecker. Der Lochner Apparat ist eine wenig abgeänderte Eulerkonstruktion; auch hier sind die Steuerorgane nach hinten verlegt, die Quersteuerung wird durch zwei trapezförmig beschnittene Hilfsflügel am oberen Tragdeck eingeleitet und lediglich die Strebenkonstruktion zur Tragbrücke ist etwas anders ausgeführt. Der Jeannin-Eindecker ist eine hübsch durchgeführte Konstruktion, die auf den Flügen auch eine große Eigengeschwindigkeit ergeben hat; die Tragflügel sind am Rumpfansatz etwas beschnitten, um so dem zurücksitzenden Führer einen guten Ausblick zu gewähren. Die Verspannung der Flügel durch wenige Kabel macht einen durchaus ansprechenden Eindruck und es war sehr zu bedauern, daß die Maschine durch das Abrutschen in der Kurve bei den Schauflügen in Straßburg so schnell von der Bildfläche verschwand.

Wenn wir nun auf die Ziele des Zuverlässigkeitsfluges zurückkommen, so bestanden diese, wie schon der Name sagt, in einer Zuverlässigkeitsprüfung von Material und Fliegern, und zwar stellte die Ausschreibung an beide gleich hohe Anforderungen. Was zunächst das Flugzeug anbetrifft, so hat sich in diesem Jahre noch deutlicher als im Vorjahre ergeben, daß die Systemfrage, ob Ein- oder Zweidecker keineswegs in einfacher Weise gelöst werden kann, vielmehr scheint sich im Laufe der Zeit immer mehr zu erweisen, daß beide Systeme voll berechtigt nebeneinander stehen. Allerdings sind die scharfen Gegensätze, die wir noch vor kurzer Zeit zwischen beiden Systemen konstatieren konnten, mehr und mehr verwischt, und der einzige Unterschied besteht eigentlich nur noch in der Zahl der Tragflügel und der Anordnung der Maschinenanlage; denn der Zweidecker zeigt ebenso wie der Eindecker einen geschützten Rumpf für die Unterbringung der Fahrer, und die Anordnung der Haupt-Steuerflächen am Hinterteil des Flugapparats scheint sich ebenfalls durchzusetzen. Was Tragfähigkeit anbelangt, sind beide Systeme ziemlich gleichwertig, denn auch die Eindecker werden mit derartigen Abmessungen hergestellt, daß sie die gleiche Nutzlast wie die gebräuchlichen Zweidecker zu tragen vermögen. Ein Vorteil haben allerdings die nach dem Prinzip der Taube gebauten Eindecker vorläufig voraus, nämlich, daß sie wesentlich stabiler in der Luft liegen und infolgedessen ihre Führung nicht so hohe Anforderungen an die physischen Kräfte des Fliegers stellt, als die üblichen Zweidecker-Konstruktionen. Dieser Vorteil macht sich vornehmlich bei so schwierigen Überlandflügen geltend, wie sie hier zu erledigen waren (Überquerung der Vogesen und des Schwarzwaldes); kommt außerdem noch eine so schwierige Wetterlage hinzu, wie am ersten Flugtage, an welchem die Flieger mit etwa 19—22 m/Sek. Gegenwind zu kämpfen hatten, der durch die verschiedenen Seitentäler der Vogesen noch einen durchaus böenartigen Charakter erhielt, so spielt eine stabile Konstruktion für die Gesamtleistung doch eine ganz erhebliche Rolle.

Nun die Motoren: Hierüber haben wir entschieden durch den Zuverlässigkeitsflug gewisse Erfahrungen gesammelt, denn trotzdem es den Fliegern freigestellt war, einen ausländischen Motor zu verwenden, waren bis auf einen Apparat sämtliche Flugzeuge mit deutschen Konstruktionen ausgerüstet, und zwar sämtlich mit stehenden, wassergekühlten Motoren. Das ist doch immerhin ein Moment von schwerwiegender Bedeutung. Es zeigt, daß unsere deutschen Motoren in Fliegerkreisen sich mehr und mehr Eingang verschaffen, es zeigt anderseits, daß die Flieger selbst sich auch weit eingehender mit der Motorenfrage befassen und den Motoren durchaus nicht mehr fremd gegenüberstehen. Das etwas größere Gewicht des stehenden Motors mit seiner Wasserkühlung spielt, wie schon im Vorjahre bemerkt, gar keine Rolle. Es kommt für einen erfolgreichen Flug lediglich darauf an, daß der Motor, wie man sich in Fachkreisen gern ausdrückt, wie ein Uhrwerk läuft, d. h., daß er absolut verlässlich ist, daß keine Magnetstörungen eintreten, und daß seine Tourenzahl durch irgendwelche Vorkommnisse nicht nachläßt. Allen diesen Anforderungen scheint der moderne stehende Motor jetzt durchaus gewachsen zu sein, das haben die Oberrheinflüge eindeutig erwiesen, denn die Anstrengungen, denen die Motore ausgesetzt waren, stellen ihrer Leistungsfähigkeit ein gutes Zeugnis aus. Daß die Motore schwierige Landungen überstehen, das beweist der Sturz sowohl des Jeannin-Eindeckers, der Rumpler-Taube als auch des Otto-Doppeldeckers. Bei sämtlichen drei Stürzen,

die teilweise zur vollständigen Zerstörung des Apparates geführt haben, war der Motor in keiner Weise beschädigt; sondern noch durchaus betriebsfähig.

Es soll jedoch nicht versäumt werden, auch besonders darauf hinzuweisen, daß der 70 PS-Gnomemotor, mit welchem der Eulerapparat ausgerüstet war, im Laufe des Jahres ganz wesentliche Verbesserungen erfahren hat; während er nämlich im Vorjahre noch recht unzuverlässig arbeitete, und z. B. das völlige Versagen der Brunhubermaschine unbedingt verschuldete, war er diesmal in jeder Weise verläßlich und vermochte auch die nötige Schubkraft für den Apparat zu entwickeln, wie sich besonders bei dem schwierigen Flug des Grafen Wolfskeel von Mörchingen nach Metz, bei welchem der Flugapparat von den Böen nur so hin- und hergeworfen wurde, zeigte.

Eine Neuerung gegen das Vorjahr zeigte der Zuverlässigkeitsflug insofern, als zum ersten Male bei der Lösung bestimmter Aufgaben Flugzeuge und Luftschiffe in einen Wettbewerb treten sollten. Allerdings war der Wettbewerb von vornherein ungleichartig, weil nämlich nur der Zeppelin-Kreuzer »Viktoria-Louise« erschienen war, bzw. während der letzten Etappe das neue Luftschiff »Z. L. 12«. Die Aufgabe bezog sich einerseits auf eine militärische Aufklärungsübung, anderseits auf einen Steigwettbewerb. Für erstgenannte Übung, war als Ausgangsort der Exerzierplatz Freskaty bei Metz gewählt worden, von welchem Punkt aus bestimmte Aufklärungsübungen über anrückende Truppenteile vorzunehmen waren. Diese Meldungen mußten schriftlich durch die Teilnehmer am Wettbewerb an das Hauptquartier auf dem vorerwähnten Exerzierplatz gebracht werden. Es war daher von Anfang an klar, daß das Luftschiff nicht völlig seine Fähigkeiten ausnutzen konnte, nämlich die Verwendungsmöglichkeit drahtloser Telegraphie. Durch letztere wären aber die Meldungen wesentlich früher an das Hauptquartier gelangt und hätten dadurch strategisch an Wert gewonnen.

Die »Viktoria Louise«, welche nachts erst von Baden-Baden nach Metz fahren mußte (Geschwindigkeit = 90 km/Std.), weil die Metzger Halle aus militärischen Gründen nicht freigegeben wurde, nahm in Freskaty einige Generalstabsoffiziere an Bord, die in der bequem ausgestatteten Kabine ganz genaue Skizzen über Patrouillen, Truppenaufmärsche usw. entwerfen und dem Hauptquartier nach Rückkehr des Schiffes übermitteln konnten. Jedoch erwiesen sich auch die Meldungen der Flugzeug-Beobachter, die ebenfalls kleine Skizzen angefertigt hatten, von großem Wert für das Hauptquartier. Die Flugzeuge hatten natürlich durch ihre leichtere Wendbarkeit einen gewissen Vorteil, denn ihre Meldungen gelangten schneller an die Oberleitung. Bei der Übung zeigte sich übrigens, daß das Herabwerfen von Meldungen aus Flugzeugen gewisse Schwierigkeiten hat, weil es leicht vorkommt, daß die betreffende Meldung durch den Sog des Propellers zur Schraube gedrängt und hier zerrissen wird. Es wären daher in Zukunft für schriftliche Meldungen geschlossene Kapseln vorzuziehen, die irgendwie beschwert werden.

Der zweite, gemeinsame Wettbewerb bezog sich auf die Schnelligkeit in der Erreichung bestimmter Höhen, und hierbei hat das Luftschiff überlegen gesiegt, denn es gelang ihm, in etwas weniger Zeit (4 Minuten) die doppelte Höhe (1000 m) als die Flugzeuge rein dynamisch zu erreichen.

Wenn wir dann noch kurz darauf hinweisen, daß das neue Schiff »Z. L. 12«, welches die Flugzeuge von Freiburg nach Konstanz über den Schwarzwald begleitete, fast dieselbe Geschwindigkeit entwickelte wie der schnelle Rumpler-Eindecker, so können wir den Luftschiffbau »Zeppelin« zu seinen neuesten Erfolgen nur auf das wärmste beglückwünschen.

Der Oberrheinflug war aber nicht nur eine Zuverlässigkeitsprüfung für das Material, sondern auch in erster Linie für unsere Flieger, und hier können wir mit großer Freude ein uneingeschränktes Lob aussprechen. Denn unsere Flieger haben bei den Flügen in jeder Weise gezeigt, daß sie selbst den schwierigsten Anforderungen gewachsen sind. Wie schon eingangs erwähnt, stellte gerade der erste Tag mit seinen ganz erheblichen Windgeschwindigkeiten geradezu unerhörte Anforderungen an die physischen und Nerven-Kräfte der Führer, trotzdem hat nicht einer versagt. Das gleiche Lob muß entschieden auch den Beobachtern ausgestellt werden. Ist doch mit einer Ausnahme kaum eine Abweichung von der direkten

Luftlinie zu verzeichnen gewesen. Wenn man dann die Schwierigkeiten des durchflogenen Terrains berücksichtigt, und anderseits den sturmartigen Charakter vieler Flugtage, so wird man die Leistungen der Beobachtungsoffiziere richtig bemessen.

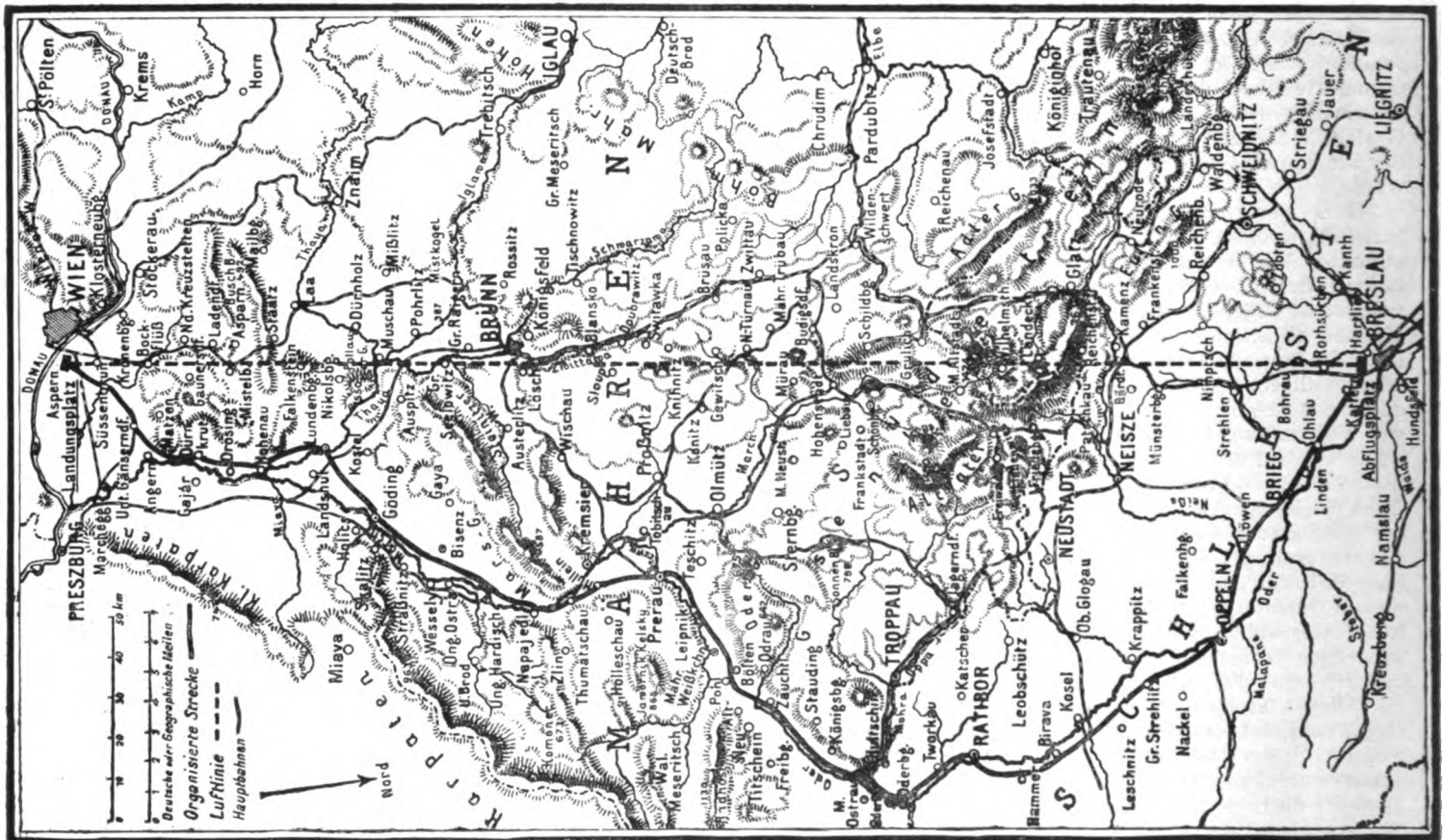
Es möge besonders hervorgehoben werden, daß Leutnant Steger als Beobachter des Otto-Doppeldeckers bei der harten Landung im Kornfeld bei Neufvillage noch kurz vor dem Sturz genau die Zeit der Landung 7.47 vormittags in die Rollkarte eingetragen hatte, was wohl für seine Geistesgegenwart und die Pflichterfüllung bis zum letzten Moment deutlich genug spricht.

Haben so die Führer selbst in jeder Weise die Zuverlässigkeitsprüfung bestanden, so ergibt sich bei einer Bewertung der Leistungen doch immer deutlicher der außerordentlich hohe Einfluß der Führerfähigkeiten auf die Bewertung der Flugleistungen, und es ergibt sich daraus die große Schwierigkeit, aus den Flugleistungen selbst auf die Verwendbarkeit und Brauchbarkeit eines Flugzeugtyps zu schließen. Wie wir schon im Vorjahre bemerkt haben, ist in weit höherem Maße als beim Automobil die Tüchtigkeit des Führers bei der Beurteilung des Fahrzeuges zu berücksichtigen, und es ist nicht ohne weiteres zugänglich, aus den Leistungen einer Maschine bei einem solchen Überlandflug auf die Verwendbarkeit der Maschine selbst zu schließen. Diesem Eindruck wird sich wohl keiner verschließen können, der zumal an den ersten Tagen die Führung der Maschinen in der Luft gesehen hat, denn es mußte jedem einleuchten, daß hier die Maschine wenig, der Flieger alles bedeutete. Dieser Punkt ist vornehmlich jetzt zur Zeit der Nationalflugspende von ganz erheblicher Bedeutung, denn er führt klar vor Augen, daß es nicht darauf ankommt, eine große Zahl Flugmaschinen zu besitzen, sondern daß es viel wichtiger ist, die nötige Zahl verlässlicher Führer zur Verfügung zu haben. Unter ähnlich schwierigen Umständen, wie wir sie beim Oberrheinflug kennen gelernt haben, bedeutet selbst eine gute Maschine in der Hand eines mäßigen Fliegers gar nichts, wohingegen ein tüchtiger Flieger mit jedem Fabrikat gute Leistungen hervorzubringen vermag. Das weist deutlich darauf hin, wie notwendig es ist, unseren Bestand an Fliegern in jeder Weise zu fördern, und überlegten, nervenstarken Fliegern in jeder Weise Unterstützung zukommen zu lassen. Diese Förderung liegt ebenso im nationalen Interesse wie eine Förderung der Industrie.

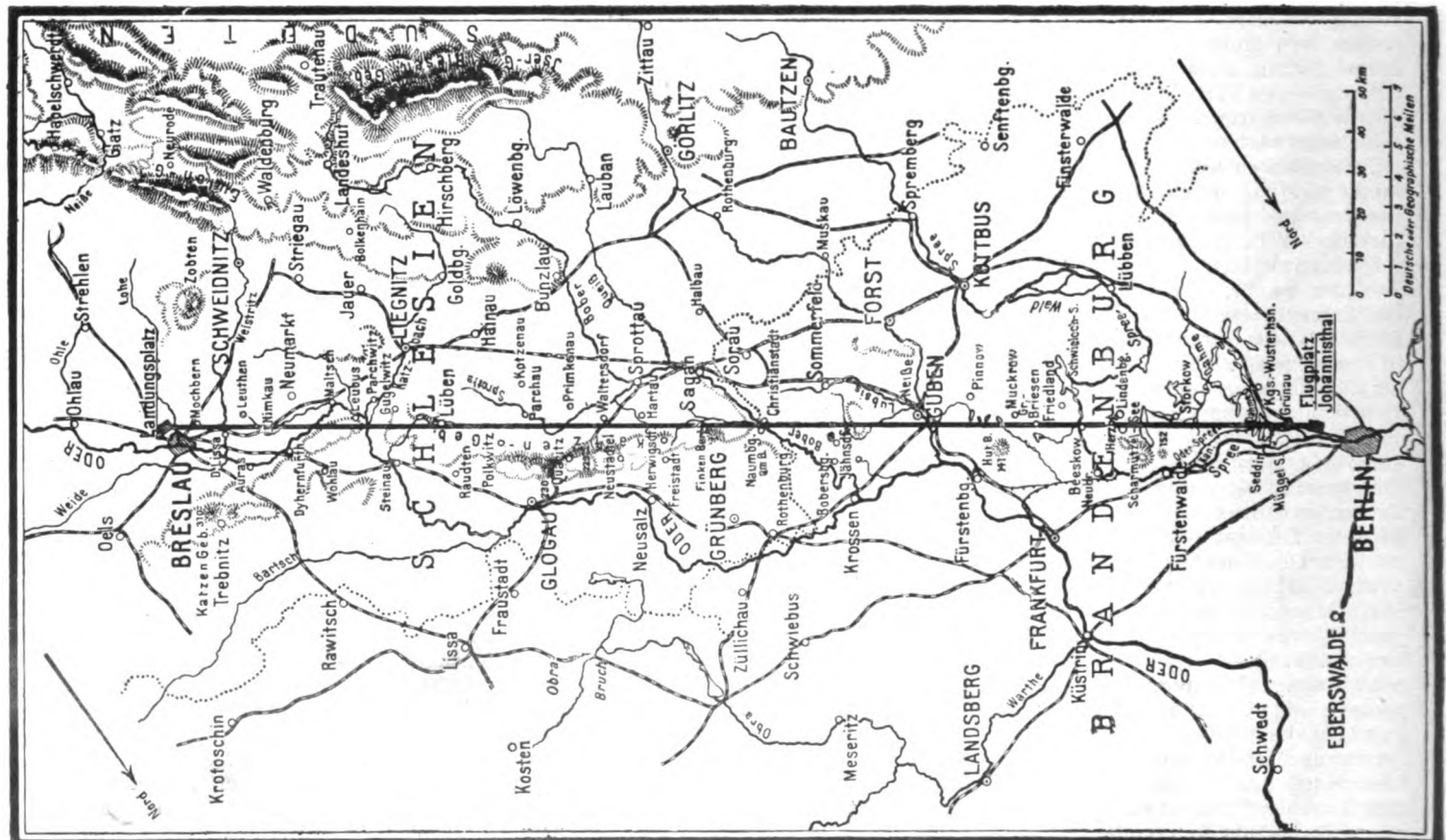
Zum Schluß noch einige Worte über die Organisation; sie war, auf die Erfahrungen des Vorjahres aufgebaut, in jeder Beziehung erstklassig. Da sämtliche Teilnehmer am Zuverlässigkeitsflug lediglich um Ehrenpreise starteten, hatten die Veranstalter nach Möglichkeit sämtliche Kosten auch für die Teilnehmer übernommen. Ferner waren sämtliche Teilnehmer dadurch gleichgestellt, daß jedem von seiten der Veranstaltung ein Begleitauto unter dem Befehl eines Unparteiischen mit Ersatzteilen und zwei Monteuren folgte. Eine Bevorzugung einer reichen Fabrik gegenüber einem kleinen Unternehmen war damit in zweckmäßiger Weise verhindert. Daß natürlich für die Unterbringung der Flugzeuge in den einzelnen Etappenorten gesorgt war, daß die nötigen Betriebsstoffe auf diesen Etappenorten gefaßt werden konnten, und daß die Flugzeuge in den Unterkunftsräumen unter Bewachung standen, das versteht sich bei einer solchen Organisation von selbst. Der Streckendienst war ebenfalls in ausgezeichnete Weise organisiert. Erstlichmal waren die Postanstalten der Strecke direkt mit den Flugplätzen verbunden, und die Automobile der Oberleitung konnten an den einzelnen Postanstalten stets genau erfahren, wie der augenblickliche Stand der unterwegs befindlichen Flugapparate war. Dann waren von verschiedenen Organisationen (z. B. Straßburg, Mainz) die von den Automobilen zu benutzenden Straßen durch Soldaten mit Flaggsignalen gekennzeichnet, so daß die Begleitautomobile stets den nächsten Weg einhalten konnten. Ferner fanden wie im Vorjahre vor den Flügen besondere Instruktionen für die Flieger statt, in welchen diese genau über die Flugstrecken informiert wurden. Außerdem waren besondere schriftliche Instruktionen ausgearbeitet worden für die Fluggäste und Unparteiischen, aus welchen diese alles Wissenswerte für ihre Funktionen entnehmen konnten. Daß ferner die Leitung der einzelnen Flugplätze einwandfrei funktionierte, sei lediglich der Vollständigkeit wegen festgestellt; das versteht sich bei der guten Abwicklung des Fluges von selbst.

Wenn es zum Schluß nochmals kurz zusammengefaßt werden soll, so bedeutet der zweite Deutsche Zuverlässigkeitsflug am Oberrhein einen weiteren Fortschritt in der Entwicklung deutscher Flugtechnik, weil er sowohl der Industrie Gelegenheit gegeben hat, zu zeigen,

was sie schon heute zu leisten vermag, als auch, weil Industrie und Flieger zusammen einer großen Menge von neuem vor Augen führen konnten, wie weit wir schon heute in der Flugtechnik vorgeschritten sind. Indem wir die Teilnehmer und die Veranstalter zu ihren Erfolgen beglückwünschen, können wir



Karte der zweiten Etappe »Breslau—Wien«.



Karte der ersten Etappe »Berlin—Breslau«.

Flug Berlin—Wien.

nur der Hoffnung Ausdruck geben, daß auch im kommenden Jahre ein weiterer Fortschritt zu verzeichnen sein wird, und daß die Veranstalter unter ihrem hohen Protektor auch im nächsten Jahre einen ähnlichen Flug organisieren werden. -r-

Flugschau.

Fernflug »Berlin—Wien«.

In der Zeit vom 9. bis 12. Juni 1912 fand der Flug Berlin-Wien statt. Veranstalter war der »Reichsflugverein« Berlin und der K. K. Oesterr. Aero-Club Wien. Aus diesem Grunde war dieser Wettbewerb offen für deutsche und österr.-ungar. Flugzeugführer auf zweisitzigen Flugzeugen deutscher und österr.-ungar. Herkunft mit Motoren beliebigen Ursprungs. Die Flugzeugführer mußten bei der Meldung das Führerzeugnis einer der F. A. I. angehörigen Sportmacht besitzen und einen Stundenflug nachweisen.

Der Flug führte über Breslau nach Wien. Start Johannisthal, Ziel Aspern-Flugfeld bei Wien; Breslau war Zwangszwischenlandung. Entfernung in der Luftlinie 300 und 360 km.

Die Strecke war freigegeben mit der Einschränkung, daß ein östlich von der Festung Glatz aufgestelltes Merkzeichen östlich passiert werden mußte.

Der Flug mußte mit Fluggast ausgeführt werden.

Der Flug konnte in ein, zwei oder drei Tagen ausgeführt werden.

Der Start mußte jedoch am ersten Flugtage, der Weiter-Flug von

C z a k a y, der um 5 Uhr 29 Minuten nachmittags in Breslau gestartet war, hatte ungünstige Windverhältnisse und mußte bald darauf landen; ebenso B e r g m a n n, der 3 Uhr 55 Minuten früh in Breslau gestartet war.

Von den übrigen Teilnehmern erreichte nur noch K r i e g e r das Ziel der ersten Etappe, Breslau. Das Ziel der zweiten Etappe — Wien — außer H i r t h nur noch C z a k a y. Streng genommen, hat auch dieser das Ziel nicht erreicht, da C z a k a y wegen einbrechender Dunkelheit sich nicht mehr orientieren konnte und 5 km vor dem Ziel bei Gänserndorf landete. Bei der harten Landung wurde das Flugzeug stark beschädigt, und da die Landungsstelle zum Start auch ungeeignet war, wurde das Flugzeug bis zum Ziel geschoben.

Obwohl B e r g m a n n das Ziel nicht erreicht hat, muß doch dessen Flug hervorgehoben werden, weil er trotz ungünstigsten Wetters, Regen und Wind, weiter flog, das Riesengebirge überflog, bis er die Orientierung vollständig verlor und durch starken Wind vom Ziel wieder abgetrieben wurde.

Wenn von allen acht gestarteten Teilnehmern nur einer die gestellte Aufgabe voll erfüllt hat, so liegt dies weniger an der Schwierigkeit der Aufgabe an sich, als vielmehr an den ungünstigen Wetterverhältnissen. H i r t h war hierin insofern gegenüber seinen Konkurrenten begünstigt, als er, da sein Flugzeug in gutem Zustande, zeitig morgens starten konnte, und in den frühen Morgenstunden das Wetter verhältnismäßig günstiger war. Daß H i r t h und sein Begleiter niemals die Orientierung verloren, sondern den geraden Kurs auf das Ziel einhalten konnten, zeigt auf eine vorzügliche Schulung des Führers und Begleiters im Überlandflug und in der Orientierung.

Klassenz.	Gemeldet und abgenommen		Fluggast	Gestartet in Johannisthal	Zeit	An-gekommen in Breslau	Zeit	Flugzeit	Startzeit	An-gekommen in Wien	Zeit	Flugzeit	Ge-samte Flugzeit	Preise M.
	Flugzeug	Führer												
1	Rumpler-Eind.	Hellmuth Hirth	Leut. Schöller	Hirth	4 ²⁴	Hirth	8 ⁵⁰	4 Std. 26Min.	3 ⁰⁷	Hirth	6 ⁰¹	2 Std. 54Min.	7 Std. 20Min.	52 500
2	Lohner-Zweid.	Oberleut. Blaschke	Oberleut. Riezner	Blaschke	6 ⁰²	Blaschke	9 ⁰⁰	2 Std. 58Min.	5 ²⁹	Blaschke	8 ⁵⁵	3 Std. 26Min.	6 Std. 24Min.	7 100
3	Etrich-Eind.	Oberleut. Jul. Miller	Oberleut. Schinzel	Miller	6 ²⁶	Miller	9 ⁵²	3 Std. 26Min.	3 ⁵⁵					2 000
4	Jeannin-Eind.	Karl Krieger	Oberleut. z. S. Bertram	Krieger	8 ²⁵	Krieger	5 ⁵⁷							
	Etrich-Eind.	Oberleut. Heinr. Bier	Leut. Steffen	Bier	8 ¹²									
	Albatros-Zweidecker	Thelen (Ersatzmann für Eckelmann)	Leut. z. S. Schiller	Thelen	4 ²²									
	L. V. G.-Eind.	Leut. Frhr. v. Thüna	Leut. Eisen	v. Thüna	3 ⁵²									
	Etrich-Eind.	Rudolf Stanger	Schiffsleutnant Wosicsek	Stanger	5 ⁵⁶									

Breslau am ersten, zweiten oder dritten, die Landung am Ziel am ersten, zweiten oder dritten Flugtage erfolgen.

Von den elf gemeldeten und abgenommenen Flugzeugen starteten acht, und zwar 6 Eindecker und nur 2 Zweidecker.

Der Start, welcher am 10. Juni, morgens 3 Uhr auf dem Flugplatz Johannisthal stattfinden sollte, mußte des nebeligen Wetters wegen, um 1½ Stunden verschoben werden.

Als erster startete Freiherr von Thüna auf einem Luftverkehrs-Eindecker, System Schneider. Da der Führer auf dem erst am Tage vorher fertiggestellten Flugzeuge noch nicht eingeflogen war, und wohl deshalb eine zu scharfe Kurve beschrieb, rutschte er seitlich ab und stürzte bald nach dem Start auf dem Flugplatz. Zum Glück wurde weder Führer noch Passagier verletzt.

Es begann ein neuer Start, und als erster startete Thelen auf Albatros, dann Hirth auf Rumpler-Taube, Stanger auf Etrich-Taube, C s a k a y auf Lohner-Doppeldecker, B e r g m a n n auf Etrich-Taube und B i e r auf Etrich-Taube als letzter um 8 Uhr 12 Minuten.

Das Ziel des ersten Tages Breslau erreichte als erster Hellmuth Hirth um 8 Uhr 50 Minuten, nachdem er bei Guben wegen Auswechslung einer Zündkerze eine Zwischenlandung vornehmen mußte; 10 Minuten später traf als zweiter (erster Österreicher) B e r g m a n n in Breslau ein.

Das Wetter war der Flugveranstaltung wenig günstig; die meisten Flieger hatten Gewitter-Böen zu überstehen. Wegen des ungünstigen Wetters blieben daher die Flieger in Breslau und starteten erst am 11. Juni zum Weiterflug.

Der Österreicher Stanger wurde durch Gewitter-Böen bis nach Hirschberg abgetrieben. Auch K r i e g e r, der erst am Nachmittag um 6 Uhr 6 Minuten in Johannisthal abgeflogen war, mußte des schlechten Wetters wegen bei Guben landen.

Zum Weiterflug nach Wien startete infolgedessen nur Hirth am 11. um 3 Uhr 7 Minuten morgens und erreichte nach einem wunderbaren Flug von noch nicht ganz drei Stunden den neuen Flugplatz Aspern bei Wien.

Es sei hierbei darauf hingewiesen, daß Hirth gewöhnlich sehr hoch fliegt. Hierdurch entzieht er sich einmal den böigen Bodenwinden und hat einen weiteren Überblick, was die Orientierung erleichtert. Schließlich sei noch erwähnt, daß Hirth auch Freiballon-Fahrer war, ehe er zum Flugzeug überging, und als solcher an die Höhe und die Orientierung vom Luftfahrzeug gewöhnt ist.

In der vorstehenden Tabelle sind die Hauptdaten über diesen bedeutendsten deutschen Fernflug dieses Jahres zusammengestellt.

Grand Prix der Flugzeuge.

Daß das dem ferner Stehenden ungünstig erscheinende Resultat des Fluges Wien-Berlin nicht zu dem Urteil berechtigt, die deutschen und österreichischen Flugzeugführer oder die in diesen Ländern gebauten Flugzeuge stehen den französischen wesentlich nach, beweist das Ergebnis der bedeutendsten Flugveranstaltung in Frankreich des »Grand Prix der Flugzeuge«. Auch hier ist die Aufgabe nur von einem einzigen Teilnehmer erfüllt worden, obwohl 35 Flugzeuge gemeldet waren (24 Eindecker und 11 Zweidecker).

Es handelte sich um einen Rundflug, und zwar war die Strecke Angers-Chalet-Saumur von 150,4 km am ersten Tage des Grand Prix (16. Juni) 3 mal zu umfliegen, am zweiten Tage viermal. Es waren also am ersten Tage 472 km und am zweiten Tage 629 km zurückzulegen, im ganzen also 1101 km. Nach jedem Rundflug mußte der Flieger auf dem Flugplatz Avrillé bei Angers landen und an jedem Tag wenigstens einmal in Cholet und in Saumur eine Zwischenlandung ausführen. Während beim Flug Wien-Berlin die Mitnahme eines Fluggastes obligatorisch war, stand dies für den Grand Prix frei, doch wurde für den ersten Fluggast 1/6 der Flugzeit vergütet, für den zweiten Gast wieder 1/6 der so reduzierten Zeit usw.

Hervorzuheben ist auch noch folgende Bedingung des Reglements. Es ist dies die Beschränkung in der Motorleistung, indem der Zylinderinhalt der Motoren 12 l nicht übersteigen durfte. Um diese Bedingung möglichst auszunutzen, haben die Gnome-Motor-

Flugzeug	Abmessungen				Anlauf- und Federungs- gestell			Steuer-Betätigung			Gewicht ohne Nutzlast kg	Zahl	Plätze	Motor	Leistung PS
	Länge	Spannweite		Ober- fläche m²	Räder	Kufen	Federung	Quersteuer	Höhen- steuer	Seitensteuer					
		oben	unten										Anordnung		
Astra - Zweidecker	10,60	12,30	12,30	48	2 Achse fest	1 fest	Feder	Hebel		Fußhebel	725	5	hintereinander	Renault	90
» »	10,55	16,00	16,00	48	4 »	2 »	Gummi	Hebel	Hebel	Hebel	725	5	»	»	75
Blériot - Eindecker	7,70	8,90	—	16	2 einstellb. Achse	—	»	Glocke		»	240	1	—	Gnome	50
» »	8,30	9,70	—	19	2 »	—	»	»		»	320	2	hintereinander	»	80
Borel- »	6,50	8,90	—	14	2 —	2 fest	»	Hebel		»	280	2	»	»	70
Bréguet-Zweid.	9,15	13,70	12,00	—	3 —	1 be- wegl.	Hydr. Ölfed.	Pedale	Hebel	Handrad	680	5	{ nebeneinander	Renault	90
» »	9,15	13,70	12,00	—	3 —	1 »	»	»		»	680	5	{ Rücken an Rücken	Salmson	80
Candron-Zweid.	8,30	15,00	11,80	42	4 —	2 fest	Gummi	Hebel	—	»	—	5	—	Anzani	100
Colombe-Eind.	7,10	8,60	—	16	2 —	2 »	»	Hebel		»	260	2	hintereinander	»	70
Deperdussin-Eind.	5,65	7,85	—	13	2 Achse fest	2 »	»	Handrad auf schwenk- barer Brücke		Fußhebel	240	1	—	Gnome	80
» »	7,60	12,50	—	25	2 —	»	»	»		»	380	4	nebeneinander	»	80
Farman H.-Zweid.	—	13,50	—	—	4 —	»	»	Hebel		»	360	4	—	»	80
» M.- »	—	20,00	16,27	70	4 —	»	»	Handrad		»	—	2	hintereinander	Renault	70
» » »	—	20,00	16,27	70	4 —	»	»	»		»	—	2	»	»	90
Hanriot-Eindecker	—	8,25	—	—	2 Achse fest	»	»	Hebel		»	350	2	»	Gnome	—
» »	—	11,00	—	—	2 »	»	»	»		»	275	1	»	»	—
Morane- »	—	—	—	14	2 »	»	—	»		»	—	1	»	»	—
» »	—	—	—	14	2 »	—	—	»		»	—	1	»	»	—
» »	—	—	—	14	2 »	—	»	»		»	—	1	»	»	50
» »	—	—	—	14	2 »	—	»	»		»	—	1	»	»	80
» »	—	—	—	14	2 »	—	»	»		»	—	1	»	»	80
Nieuport- »	6,75	7,90	—	—	2 »	—	Federn	Pedal	Hebel	Hebel	230	1	»	»	80
» »	8,00	12,25	—	—	2 »	1 fest	»	»		»	400	4	»	»	80
» »	8,00	12,25	—	—	2 »	1 »	»	»		»	400	4	»	»	80
Rep- »	7,80	11,00	—	—	2 »	1 »	—	Hebel		Fußhebel	550	3	hintereinander	Rep	150
» »	6,70	9,00	—	—	2 »	—	—	»		»	380	2	1	Gnome	80
» »	6,70	7,80	—	—	2 »	—	—	»		»	350	1	—	»	80
Sommer- »	5,60	7,00	—	—	2 »	—	Gummi	»		»	260	1	—	»	—
» »	7,31	8,90	—	—	2 »	—	»	»		»	270	2	hintereinander	»	—
» Zweid.	15,50	15,50	10,90	—	2 »	2 fest	»	»		»	400	3	—	Renault	—
Zens-Eindecker	6,50	8,50	—	14	2 »	—	»	—		—	—	—	—	Gnome	—
Zodiac-Zweid.	11,00	15,00	11,00	32	2 »	1 fest	»	Handrad	Hebel	Fußhebel	—	2	hintereinander	»	—

werke eine neue Type von 80 PS geschaffen, bei der die sieben Zylinder einen Inhalt von 12 l haben.

Da durch die Vergütung für die Fluggäste die Zweidecker bevorzugt erscheinen, wurde noch ein besonderer Preis von 20 000 Frs. für die größte Geschwindigkeit gewährt; im übrigen waren fünf Preise vorgesehen, von Frs. 50 000, 20 000, 15 000, 10 000 und 5000.

Den dreifachen Rundflug des ersten Tages hat von acht gestarteten Konkurrenten nur allein der Peruaner Garros auf Blériot-Eindecker durchgehalten, und so war eigentlich nur dieser Teilnehmer allein für den Endflug am zweiten Tage (17. Juni) berechtigt.

Diesen Flug führte Garros auch aus und gewann somit den ersten Preis von Frs. 50 000 und den Geschwindigkeitspreis von Frs. 20 000. Für die übrigen Teilnehmer wurde am zweiten Tage ein Trostfliegen über drei Runden veranstaltet, für das die übrigen Preise von zusammen Frs. 50 000 zur Verfügung standen.

An dem Trostfliegen beteiligten sich 16 Konkurrenten, von denen vier die gestellte Aufgabe ganz erfüllten. Die erste Runde absolvierten acht, die zweite Runde sieben.

Gewinner des Grand Prix ist somit Garros, der außerdem Vierter im Trostfliegen wurde; Erster im Trostflug wurde Espanet auf Nieuport-Eindecker, der die 472 km in 3 Stunden, 52 Minuten, 18 Sekunden zurücklegte, Zweiter Bobba auf Morane-Eindecker, Dritter Brincyoins ebenfalls auf Morane. Bei diesem Flug haben demnach die Eindecker bemerkenswert gut abgeschnitten, da sich von den Zweideckern keiner zu plazieren vermochte.

In der obenstehenden Tabelle sind die wichtigsten Angaben über die in diesem größten französischen Flugzeugwettbewerb benutzten Flugzeuge zusammengestellt.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. F. 29 110. Tragfläche für Flugzeuge mit mehreren an einem Gitterträger einseitig befestigten, federnden Rippen. Henri Fabre, Marseille; Vertr.: E. Lamberts u. Dr. G. Lotterhos, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 12. 1. 10. E 17. 7. 12. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 13. 1. 09 anerkannt.

77 h. R. 31 417. Flugzeug, dessen Tragflächen zur Ermöglichung der selbsttätigen Verstellung des Neigungswinkels durch

Federn in ihrer Lage gehalten werden. Auguste J. M. Le Rouge, Boulogne, u. Charles Cl. Chapuis, Paris; Vertr.: Dr. S. Hamburger, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 20. 8. 10. E 17. 7. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 24. 8. 09 anerkannt.

77 h. R. 30 996. Ballonstoff aus Gewebe, Papier und Kautschuk. Julius Rund, Goethestr. 10, u. Max Samson, Westendstr. 3, Frankfurt a. M. A 6. 6. 10. E 23. 7. 12.

77 h. Z. 7067. Fahrgestell für Flugzeuge. Paul Zens, Paris; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 24. 11. 10. E 23. 7. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Belgien vom 5. 4. 10 anerkannt.

77 h. G. 31 186. Luftschiff mit kegelförmigem Propeller. Daniel Alexis Leopold Grosclaude, Marseille, Frankr.; Vertr.: H. Neuendorf, Pat.-Anw., Berlin W. 57. A 8. 3. 10. E 28. 7. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich für die Gegenstände der Ansprüche 1—3 vom 9. 3. 09 anerkannt.

77 h. M. 41 957. Flugzeug mit schwingbaren Tragflächen. Edmond de Marçay u. Emile Moonen, Paris; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 30. 7. 10. E 28. 7. 12.

77 h. R. 30 309. Flugzeug mit verschiebbaren und im Neigungswinkel verstellbaren Tragflächen. Friedrich Robitsch, Fürstenstr. 10 und W. Stuhlmann, Elisabethstr. 24, Duisburg, A 28. 2. 10. E 28. 7. 12.

77 h. Sch. 36 539. Verankerungsvorrichtung für den Tragballon eines Luftschiffes. Theodor Schöber sen., Zürich; Vertr.: Dr. B. Alexander-Katz u. G. Benjamin, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. A 17. 9. 10. E 6. 8. 12.

77 h. E. 16 307. Steuerhebelanordnung an Flugzeugen zur Ausbildung von Flugschülern. Robert Esnault-Pelterie, Billancourt, Frankr.; Vertr.: M. Mintz, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 31. 10. 10. E 10. 8. 12.

77 h. P. 25 361. Flugzeug. Armand Alvarez Penteado, Paris; Vertr.: C. Gronert, W. Zimmermann u. R. Heering, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 21. 7. 10. E 13. 8. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 30. 7. 09 für Anspruch 1 anerkannt.

46 c. S. 34 977. Vorrichtung zur Befestigung der Zylinder am Kurbelgehäuse von Explosionskraftmaschinen und anderen Kolbenmaschinen. Emile Jean Jules Salmson, Georges Henri Marius Canton u. Georges Pierre Unné, Paris; Vertr.: A. Trautmann, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 4. 5. 11. E 17. 8. 12.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN DR. S. FINSTERWALDER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	DR.-ING. H. FÖTTINGER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E. DR. FRITZ HUTH GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
---	---	--	--

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

13. Juli 1912.

Heft 13.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24 maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.) (Mit Tafel XI.) S. 169.
Beiträge zur Theorie der Luftschrauben. Antwort auf die Bemerkungen des Herrn Prof. Dr. Reißner zu diesem Artikel. S. 173.
Vergleich von Versuchen auf einem Flugzeug mit Messungen an dessen Modell. Von Dipl.-Ing. C. Wieselsberger, München. S. 174.

Der Stein-Eindecker. Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin, 's Gravenhage. (Fortsetzung.) (Mit Tafel X.) S. 175.
Vermutliche Ursache von Flügelbrüchen bei Eindeckern und ihre Vermeidung. Von E. Beyerhaus, Kgl. Baurat, Charlottenburg. S. 176.
Flugzeuge mit symmetrischem Zweischraubenantrieb. S. 176.
Benckesche Preisstiftung. S. 178.
Flugschau. S. 178. — Patentschau. S. 178. — Bücher-Besprechungen. S. 180.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann, Lindenberg. (Fortsetzung.)
(Mit Tafel XI.)

7. Versuche mit Flügelprofilen verschiedener Eintrittsrundung. Einfluß der Wölbungsstetigkeit.¹⁾

Serie VI. $\epsilon_a = 6,5^\circ$

In einem früheren Abschnitt (ds. Ztschr. 1911, Nr. 13, S. 167) hatten wir gesehen, wie die neuere Theorie der Strömungsvorgänge an Drachenflügeln zu der Forderung führt, daß man die vordere oder eintretende Kante der Flügel nicht möglichst scharf machen soll, sondern daß im Gegenteil von gewissen Abrundungen dieser Kante Vorteile zu erwarten sind, weil dadurch das Auftreten allzu hoher Strömungsgeschwindigkeiten vermieden wird, die zur Wirbelbildung Anlaß geben. Schon seit O. Lilienthal weiß man auch praktisch, daß derartige Abrundungen jedenfalls nicht von Nachteil sind. Inwieweit es bei Drachenflügeln Vorteil bringt, die Abrundungen stärker zu machen, als sie sich bei der Ausführung ohnehin schon ergeben,

darüber gehen die Ansichten der Flugmaschinenkonstrukteure heute noch weit auseinander, und auch die bezüglichen Laboratoriumsversuche von Eiffel u. a. haben noch keine endgültige Klarheit gebracht.

Ob bei kreisenden Schraubenflügeln die Verhältnisse ähnlich liegen, ist nicht sicher vorauszusehen. Da sich hier die Flügel sehr rasch hintereinander denselben Raum bestreichend folgen, ist die Strömung, im ganzen betrachtet, jedenfalls eine wesentlich andere als bei den geradlinig bewegten, einzeln die Luft durchfahrenden Drachenflügeln. In der näheren Umgebung des einzelnen Flügels mögen die Verhältnisse aber dennoch ähnlich sein, und so besteht einige Wahrscheinlichkeit, daß auch bei Schrauben die vorn gerundeten Profile besser wirken als scharf geschnittene.

Es ist nicht möglich, die vordere Abrundung wesentlich zu verändern ohne zugleich die Gestalt beider Flügelseiten oder wenigstens einer von ihnen erheblich zu verändern. Wir haben, um den fraglichen Einfluß möglichst gesondert darzustellen, bei einer Reihe von 11 verschiedenen Formen die Druckseite unverändert eben gelassen, stets auch die gleiche Breite dieser ebenen Fläche beibehalten und dazu noch bei allen Formen möglichst genau den gleichen Kantenwinkel ϵ_a an der Austrittskante des Flügels gewahrt. Als Grundlage diente die schärfste Sichelprofilform Nr. 1 (vgl. Abschnitt 4)¹⁾, die zunächst an beiden Kanten den gleichen Winkel von $6,5^\circ$ besitzt. Sie wurde durch aufgebraute Rückenbleche, die durch Holzeinlagen usw. gehalten und an den Kanten sauber verlötet wurden,

¹⁾ Die Hauptergebnisse dieser Versuche wurden schon in dem Göttinger Vortrag des Verf. (ds. Ztschr. 1912, Heft 3, S. 44) kurz mitgeteilt, doch ohne die eigentlichen Versuchskurven, deren Betrachtung nun zu näherem Einblick in die Ursachen der großen Leistungsunterschiede verschiedener Profilformen führt.

¹⁾ Ds. Ztschr. 1911, Nr. 12, S. 194 ff.

unter Beibehaltung der Umrißform nacheinander in der aus Fig. 94 (Tafel XI) ersichtlichen Weise abgeändert. Der für alle Formen gleiche Flügelumriß ist in Fig. 95 nochmals dargestellt. Die Grenzfälle der so gebildeten Serie von 11 Formen sind einerseits das genannte schärfste und flachste Sichelprofil, andererseits die dem Austrittskantenwinkel von $6,5^\circ$ entsprechende »Keilform«, bei der auch die Saugseite eben ist und die vordere Abrundung durch den Halbkreis über der Schmalseite des sich ergebenden Keiles gebildet wird. Die dazwischenliegenden Formen sind nach verschiedenen Gesichtspunkten zum Teil ziem-

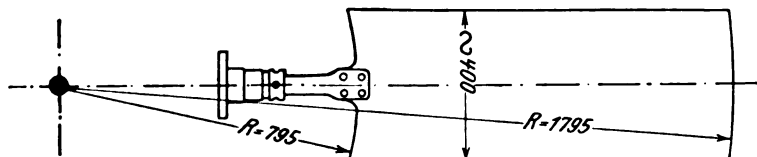


Fig. 95.

Umrißform der »Flügelemente« zu den Serien IV bis XI.

lich willkürlich gewählt, zum Teil in geometrisch bestimmter Weise konstruiert, wie das in der beigegebenen Tabelle vermerkt und aus dem besonderen Abschnitt über geometrisch bestimmte Flügelformen näher zu ersehen ist. Die Formen sind mit den Ziffern 1 bis 11 bereits in der Reihenfolge bezeichnet, die sich aus den Versuchen nach Maßgabe des erzielten höchsten Gütegrades ergibt.

Die Versuchswerte für die 10 neu hinzukommenden Formen werden hier nicht im einzelnen dargestellt¹⁾ Wir begnügen uns hier mit den Zusammenstellungen der interpolierten ρ - und \mathcal{M} -Kurven (Fig. 96 u. 97, Tafel XI). Fig. 98 u. 99, Tafel XI, enthalten die entsprechenden Kurven für C und ζ , alles in der gewohnten Weise abhängig vom Anstellwinkel α_a dargestellt. Die Kurven sind in den Zusammenstellungen durchweg mit den gleichen Signaturen gezeichnet, wie die zugehörigen Profile in Fig. 94, Tafel XI.

Leider fehlt es bisher an der Möglichkeit, eine solche Schar von Umrißkurven derart systematisch ineinander überzuleiten, daß man etwa durch Abänderung je eines einzelnen Parameters in einer und derselben Kurvengleichung die verschiedenartigen Zwischenformen erzeugen könnte. Dann erst könnte man die Versuchsergebnisse einheitlich in Funktion einer oder der anderen veränderlichen Bestimmungsgröße darstellen und in zusammenhängender Weise die Optima aufsuchen. Solange wir keine solche Formel haben, sind wir darauf angewiesen, den Vergleich nach dem einfachen Augenschein anzustellen.

In dem Büschel der ρ -Kurven, Fig. 96, Taf. XI, fällt ins Auge, daß die meisten der Kurven anfangs fast parallel miteinander verlaufen. Auf ein weites Stück sind sie fast gradlinig, und zwar in dem wichtigsten Winkelbereich von 2 oder 3° bis zu etwa 20° . Hier wächst also der Schraubendruck proportional mit dem Anstellwinkel. Wir könnten die einzelnen Kurven insoweit recht genau durch lineare Gleichungen darstellen, bei denen die Richtungskonstante durchweg fast denselben Wert hätte. Auch bei den früher untersuchten Kreissichelprofilen mit ebener Druckseite (»Segmentprofile« wollen wir sie künftig kürzer nennen) war das der Fall (Fig. 63, S. 152, 1911), obwohl ϵ_a dort der wechselnden Rückenwölbung entsprechend variierte. Diese Richtungskonstante scheint also für alle Formen mit ebener Druckseite ziemlich gleich und von der Saugseitenform wenig abhängig zu sein. (Das damals mit 1, jetzt mit 8 bezeichnete scharfe Segmentprofil kommt in beiden Serien vor und gibt einen unmittelbaren Ver-

gleich.) Dagegen zeigen die eigentlichen (beiderseits gewölbten) Sichelprofile in Serie IV, Fig. 65 sowohl als auch in Serie IX, Fig. 91 divergierende und auch weniger gradlinig verlaufende ρ -Kurven. Das scheint also durch die Druckseitenwölbung bedingt zu sein; die Saugseitenform beeinflusst dagegen mehr den Nullpunktswert von ρ (bei $\alpha_a = 0$), der in den gedachten linearen Näherungsformeln das unabhängige Glied bilden würde.

Wir unterlassen es vorläufig, die angedeutete Aufstellung von empirischen Formeln für die Versuchsergebnisse durchzuführen, weil man im einzelnen Falle noch zu wenig weiß, ob sich diese Arbeit lohnt. Es hätte dann auch für die \mathcal{M} -Kurven zu geschehen und hier sind, wie man ohne weiteres sieht, jedenfalls quadratische, vielleicht aber noch verwickeltere Formeln nötig, um die Versuchskurven mit hinreichender Genauigkeit anzunähern. Vielfach werden sie sich im wichtigsten Bereich durch Parabelbögen ganz gut wiedergeben lassen. Um das leicht übersehen zu können, liegt es nahe, die \mathcal{M} -Kurven von vornherein nach einem quadratischen Verfahren, nämlich als $\mathcal{M} = \text{Funkt. } \alpha_a$, darzustellen. Dann würden es mehr oder weniger nahezu gerade Linien, an denen man sogleich die Abweichungen vom quadratischen Gesetz übersehen könnte. Zugleich hätte es den Vorteil, die \mathcal{M} über das ganze Bereich in demselben Maßstab darstellen zu können, während wir bisher durch die große Verschiedenheit der \mathcal{M} bei kleinen und großen Winkeln gezwungen sind, den oberen Teil mit verkleinertem Maßstab aufzutragen. Das ist mit Rücksicht auf möglichst unmittelbare Wiedergabe der eigentlichen Messungsergebnisse und die Vermeidung von Rechnungsfehlern darin bisher unterblieben.

Im übrigen dürfen wir uns angesichts der Fülle der durchzunehmenden Formvariationen zunächst nirgends allzu weit in die Einzelheiten vertiefen, sondern müssen vor allem einen umfassenden, wenn auch im einzelnen noch nicht ganz gründlichen Überblick zu gewinnen suchen, um zu erfahren, welches die wichtigsten unter den vielen in Betracht kommenden Gesichtspunkten sind, und wo wir die besten, zur praktischen Anwendung wertvollsten Formen zu suchen haben. In diesen Punkten muß dann nötigenfalls nochmals eine ganz in die Einzelheiten gehende Untersuchung einsetzen.

In diesem Gedanken haben wir bis jetzt absichtlich auch die Zahl der Abstufungen innerhalb der einzelnen Serien kleiner gewählt als es zur vollständigen Festlegung der betreffenden Gesetzmäßigkeiten schließlich nötig wäre. So begnügten wir uns bei den vorjährigen Sichelprofiluntersuchungen mit sechs Formen in jeder Serie und mußten gewisse Unsicherheiten in Kauf nehmen. Man braucht wenigstens 8 oder 10 Punkte, um die nicht ganz einfachen Kurven genau genug festzulegen. Bei unseren ersten systematischen Versuchen im Abschnitt 1 über den Einfluß radial veränderlicher Steigung waren wir sogar auf 12 Punkte in jeder Serie gegangen. Das dort bereits angewandte Verfahren gleichzeitiger Interpolation nach doppelter Richtung durch räumliche Darstellung der Kurvensysteme wäre auch sonst vielfach mit Vorteil anzuwenden. Doch möchten wir auch diese zeitraubende Arbeit nur da unternehmen, wo wir wissen, daß sich die Mühe lohnt, oder wo grundsätzlich wichtige Fragen nur so entschieden werden können.

Hier kommt das nicht in Frage. Wir vermerken uns aber, daß bei den Formen 1 bis 6 der hier behandelten Serie die ρ -Kurven, weil im Gebrauchsbereich fast ganz gradlinig, besonders gut in lineare Formeln zu bringen sind. Da eben diese Profile, wie sich sogleich zeigen wird, unter die besten zählen, die wir bisher kennen gelernt haben, so kann es leicht sein, daß wir hierauf noch zurück zu kommen haben. Bei den anderen Profilen, Nr. 7 bis 11,

¹⁾ Die Originalkurven sind in der demnächst erscheinenden Buchausgabe dieser Berichte enthalten.

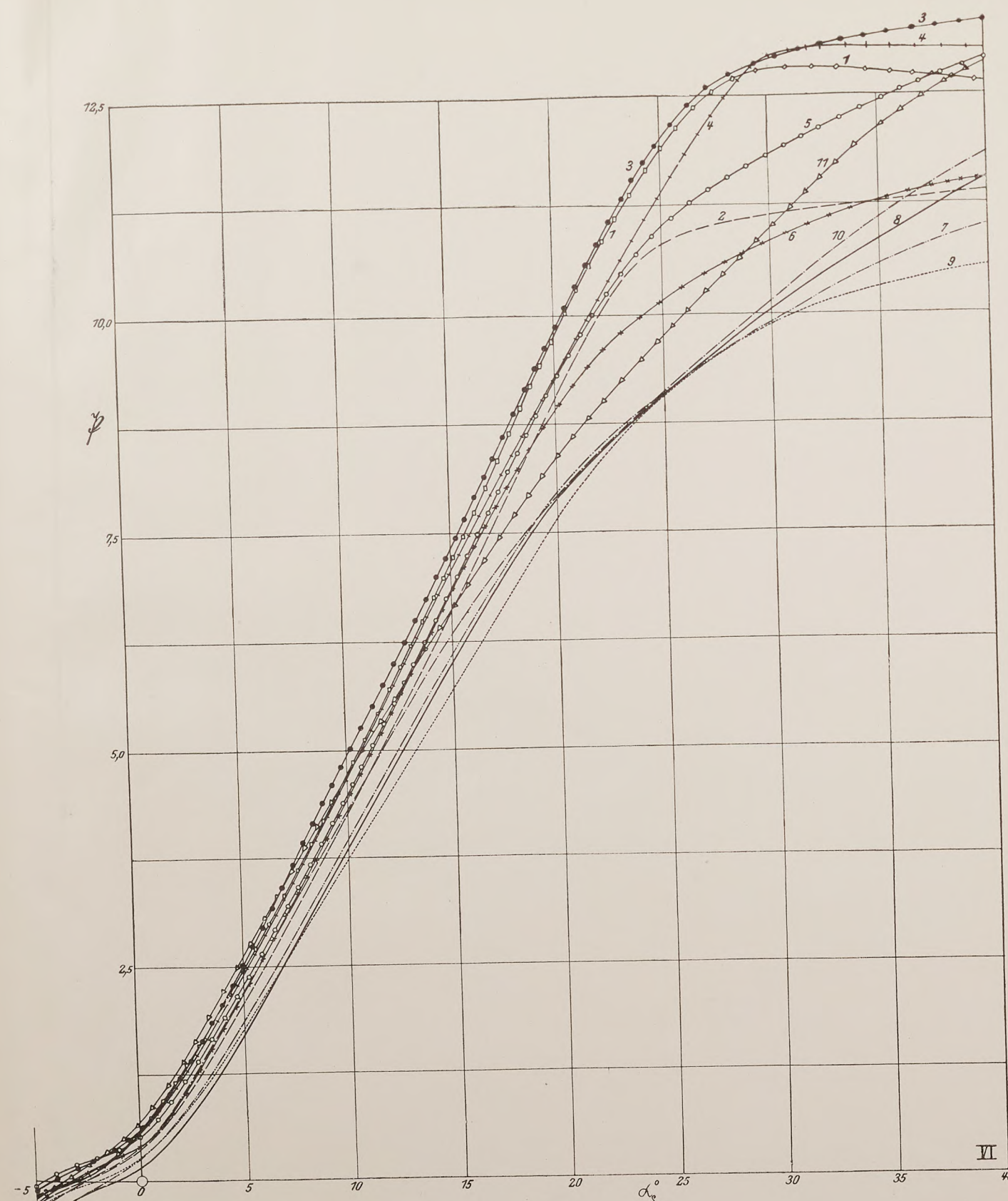


Fig. 96. Schraubendruckzahl.

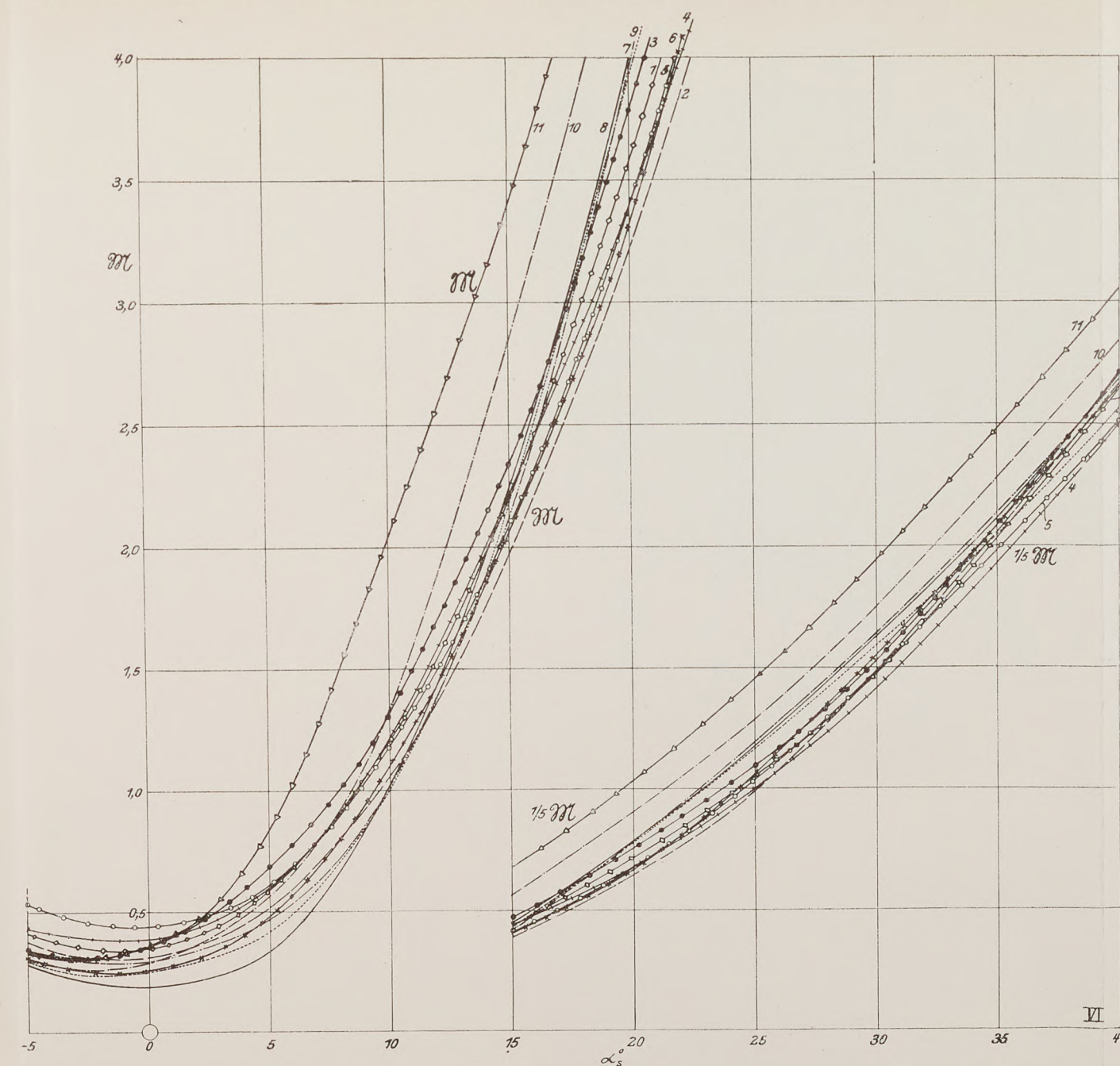


Fig. 97. Drehwiderstandszahl.

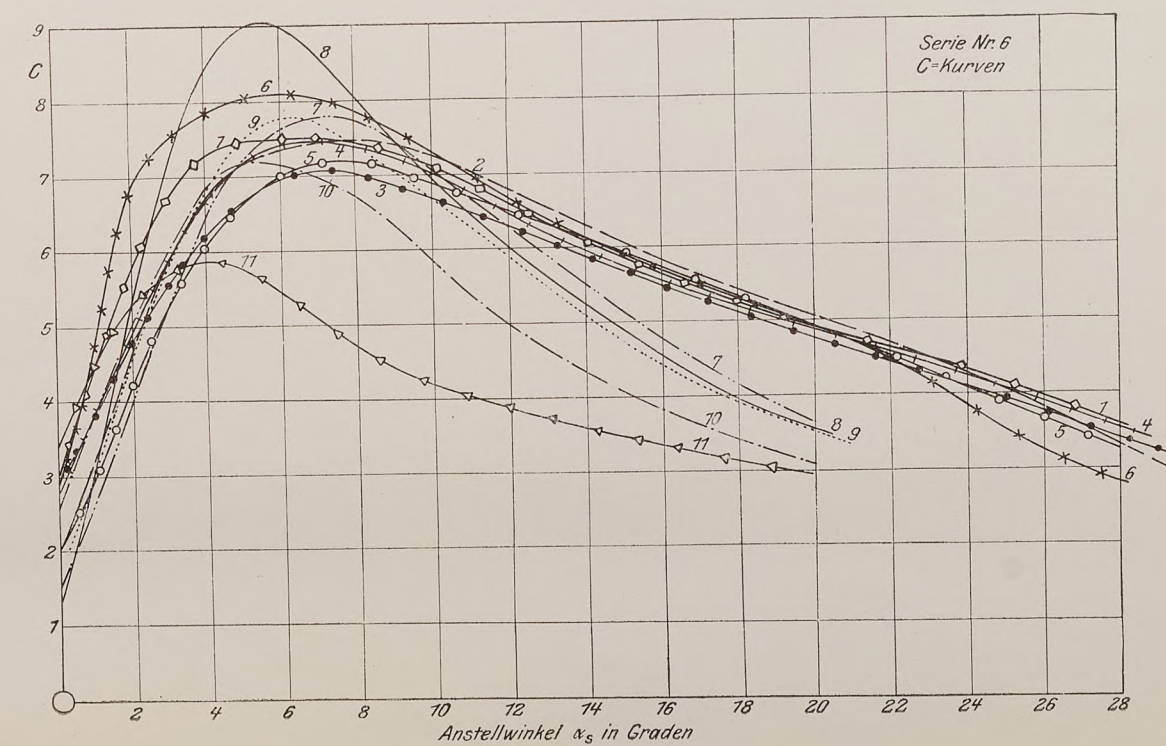


Fig. 98. Serie Nr. VI. Krafftausnutzung.

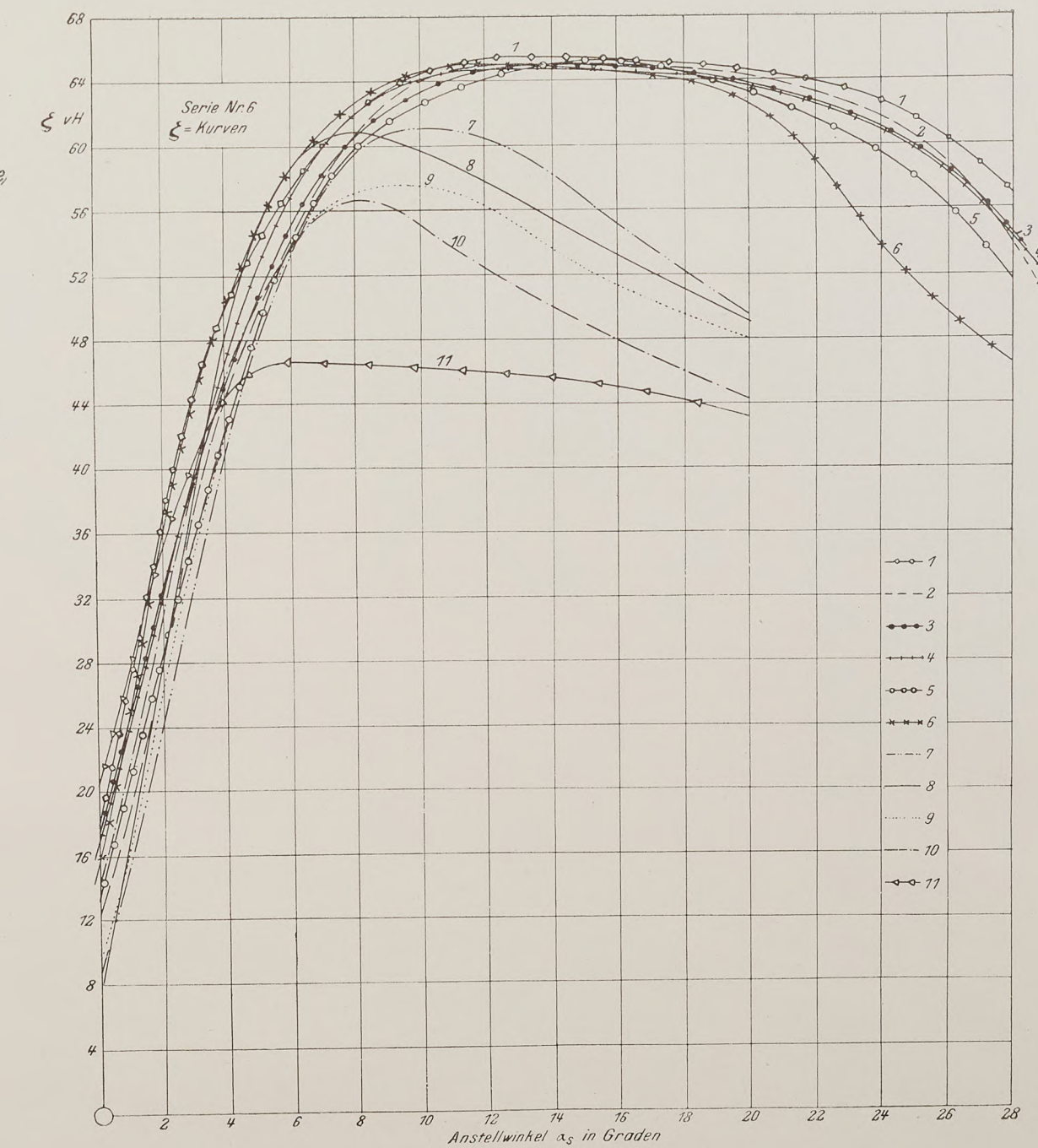


Fig. 99. Serie Nr. VI. Gütegrad.

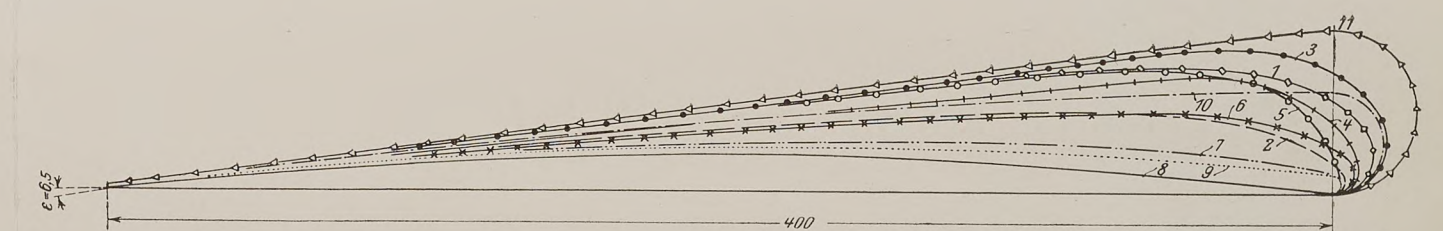


Fig. 94. Serie Nr. VI. Profilformen 1 bis 11. Nach der Güte beziffert.

Tabelle 7. Übersicht zu Serie VI.

	Profil Nr. (nach Güte geordnet)	Form	größte Dicke S mm	vordere Dicke S _v mm	ζ_{\max} %	und zugehöriges			Bereich mit $\zeta > 62\%$		Aus- dehnung Grad
						C	p	α_s	Untere Grenze α_s^0	Obere Grenze α_s^0	
	1	Hyperbol. Spirale	42,0	26,0	65,5	6,3	0,59	13,0	8,0	24,5	16,5
	2	ungefähr kreiselliptisch	26,5	7,5	65,0	6,3	0,59	14,0	8,5	23,5	15,0
	3		47,0	35,0	65,0	5,9	0,66	14,0	9,0	23,0	14,0
	4		39,5	14,5	64,9	6,3	0,57	12,5	8,0	22,5	14,5
	5		38,0	6,2	65,3	5,8	0,68	15,5	9,5	21,5	12,0
	6		26,0	12,5	65,1	7,2	0,50	10,5	7,5	20,5	13,0
	7	willkürlich	15,5	5,0	61,0	7,1	0,38	10,0			
	8	Kreissichel	12,5	0,2	60,8	8,1	0,29	8,0			
	9	willkürlich	15,0	5,0	57,5	6,9	0,34	9,5			
	10	Brettform	33,0	33,0	56,6	6,7	0,33	8,0			
	11	Keilform	54,0	54,0	46,7	5,5	0,29	6,0			

fallen die p -Kurven schon bei viel kleinerem α_s von dem Büschel der gradlinigen Kurven ab.

In den M -Kurven, Fig. 97, Taf. XI, bemerken wir etwas ganz Ähnliches: die Formen 7 bis 11 zeigen, wiederum im ungünstigen Sinne, jetzt also nach oben hin, eine deutliche Abweichung von dem engen Büschel der übrigen, auch hier ziemlich parallel verlaufenden Kurven.

Viel deutlicher tritt der hierauf beruhende Unterschied in den C - und ζ -Kurven hervor (Fig. 98 u. 99, Taf. XI). Die Verschlechterung durch kleineres p und größeres M bedingt eine starke Verminderung des Bruchwertes $p: M$, der für die Kraftausnutzungsgröße C allein maßgebend ist und den Gütegrad vorwiegend beeinflusst, da er in diesem quadratisch auftritt. Infolgedessen fallen bei größerem Anstellwinkel die Formen 7 bis 11 in den C - und noch auffallender in den ζ -Werten ganz erheblich von den übrigen ab. Die Formen 1 bis 6 dagegen bilden besonders im ζ -Diagramm ein ziemlich enges Büschel, innerhalb dessen nur verhältnismäßig geringe Unterschiede bestehen. Im Bereiche der höchsten Gütegradwerte, von etwa $\alpha_s = 10$ bis 20^0 , sind die Unterschiede so gering, daß man ihnen überhaupt kaum noch eine Bedeutung beimessen möchte. Die Höchstwerte liegen zwischen 64,9 und 65,5%. Wichtiger ist der Unterschied in der Erstreckung des Winkelbereiches, über das die Gütegrade sich bei diesen Formen auf der Höhe halten. Darnach ist z. T. die Einreihung nach der Güte erfolgt, die in der Bezifferung zum Ausdruck kommt. Auch nach diesem Gesichtspunkte sind die Profile 1 bis 6 den übrigen weit überlegen. Das bedeutet offenbar, daß diese Profile viel weniger als die anderen an Wirkung einbüßen, wenn sie nicht gerade mit ihrem besten Anstellwinkel benutzt werden, daß sie also dem Schraubenkonstrukteur

einen weiteren Spielraum gewähren, und daß eine damit konstruierte Triebsschraube bei einer ihr eigentlich nicht zukommenden Fahrgeschwindigkeit, (z. B. beim Anrollen eines Flugzeugs), doch noch günstiger arbeiten wird, als wenn der Gütegrad nur im engen Bereiche hoch wäre. Die beigegegebene Tabelle Nr. 7, in der die einzelnen Profile der Übersichtlichkeit wegen nochmals beigelegt sind, gibt über die so geschilderten Verhältnisse noch den näheren, zahlenmäßigen Aufschluß.

Betrachten wir nun im einzelnen die beiden in der Wirkung so deutlich unterschiedenen Profilgruppen, und suchen wir die gemeinsamen Merkmale zu erkennen, welche die guten Formen 1 bis 6 von den schlechten, 7 bis 11, unterscheiden, so scheint es zunächst, als ob die Einflüsse sich sehr durchkreuzten.

Die innerste, uns schon von früher bekannte ganz dünne und scharf geschnittene Segmentform trägt die Nr. 8. Sie befindet sich also unter den schlechten Formen, wenn man wenigstens nach dem Gütegrade allein zu urteilen hat. In der Kraftausnutzung übersteigt sie bei flachem Anstellwinkel von 4 bis 8^0 sämtliche anderen Formen um ein beträchtliches (Fig. 98, Taf. XI). Wenn es also nur auf möglichst hohe Kraftausnutzung ankäme, ohne Rücksicht auf die Flächenausnutzung der Schrauben oder auf die Fähigkeit, bei nicht zu großem Durchmesser große Kräfte aufzunehmen und zu erzeugen, so wäre diese scharf-geschnittene Form bei weitem die beste. Im genannten Winkelbereich schließt sich auch die Gütegradskurve dieser Form 8 noch völlig den besten Kurven des oberen Büschels an. Ihr weiterer Verlauf zeigt uns aber, daß bei zunehmendem Anstellwinkel von 7 oder 8^0 ab bei der scharfen Segmentform erhebliche Arbeitsverluste eintreten,

offenbar bedingt durch Wirbelbildung an der eintretenden Kante. Bei den abgerundeten Formen 1 bis 6 wird das noch auf ein weites Stück hin vermieden. Andererseits gehört auch die äußerste Form, die »Keilform«, zur Gruppe der schlechten. Sie trägt die Nr. 11, ist also die schlechteste von allen. Das liegt aber nicht an ihrer großen Dicke; denn dicht dabei liegt ein fast ebenso dickes Profil, Nr. 3, das also zu den besten gehört.

Es zeigt sich, wenn man weiter die schlechten Formen 7, 9 und 10 mit den guten vergleicht, daß der Unterschied weder durch das Krümmungsmaß der vorderen Kante (S_v) noch durch das Dickenmaß (S) des Flügels an der stärksten Stelle in klarem Zusammenhang steht. Nach diesen Punkten beurteilt scheinen sich die Ergebnisse ganz widersinnig zu kreuzen.

Ein klares und durchaus verständliches Unterscheidungsmerkmal der guten und schlechten Formen finden wir aber sogleich, wenn wir darauf achten, ob die Krümmungsänderungen der Rückenkurven stetig verlaufen. Die schlechten Formen haben alle das miteinander gemein, daß bei Ihnen die vordere Abrundung plötzlich in eine gerade oder sehr flache Linie übergeht, daß also der Krümmungsradius des Flügelumrisses im Anfangspunkte der Saugseite schnell von einem verhältnismäßig kleinen auf ein sehr großes Maß springt. Am weitesten ist der Sprung bei den allerschlechtesten Formen 11 und 10, von denen jene, wie erwähnt, als Keilform, diese, als »Brettform«, wie wir sie nennen, gebildet war, d. h. hier war gewissermaßen ein Brett vorn zum Halbkreis abgerundet, hinten zur Austrittskante hin allmählich abgeschrägt und dazwischen im vorderen Teil der Saugseite parallel zur Druckseite eben gelassen. In beiden Fällen geht also der Abrundungskreis plötzlich in eine gerade Linie über; der Krümmungshalbmesser springt von einem endlichen Wert sogleich ins Unendliche.

Die scheinbar von 10 und 11 so ganz verschiedenen Formen 9 und 7 sind jenen doch in dieser Hinsicht ähnlich: sie sind im vorderen Teil der Saugseite zwar nicht ganz eben, aber doch nur zu sehr flachem Bogen gewölbt; auch hier macht also der Krümmungsradius einen starken Sprung von der kleinen vorderen Abrundung aus. So wenig 9 und 7 voneinander verschieden sind — man sollte nach der Form kaum erwarten, daß sie überhaupt merkliche Unterschiede ergeben — macht sich die etwas stärkere Wölbung von 7 und die dadurch bedingte Milderung des Sprunges doch in C wie in ζ als eine beträchtliche Verbesserung bemerkbar.

Dieser wichtige Einfluß tritt also überraschend klar in diesen Versuchen hervor. Er ist unseres Wissens bisher noch nirgends beachtet worden. Die sich ergebende Forderung, sorgfältig auf ganz stetigen Verlauf der Krümmungen an den Rückenflächen von Flügeln aller Art zu achten, dürfte nicht nur für Luftschrauben und Drachenflügel, sondern auch für Schiffsschrauben zu einer wichtigen Konstruktionsregel werden.

Verfolgen wir nun weiter die Wirkungsunterschiede innerhalb der Gruppe der guten Formen, so fällt zunächst Nr. 6 besonders auf, die bei kleinem Anstellwinkel zu den besten gehört, sogar nächst der scharfen Segmentform 8 die höchste Kraftausnutzung C erreicht, dagegen bei größerem α_v , von etwa 20° ab, plötzlich stark von den übrigen abfällt. Der Unterschied scheint besonders gegenüber der nur wenig verschiedenen Form 2 schwer erklärlich, wenn man nicht wiederum auf die Stetigkeit des Krümmungsverlaufes im Rücken achtet. Bei Form 6 bemerken wir in der Gegend des höchsten Punktes einen durch zufällige Ungenauigkeit der Ausführung entstandenen Fehler: nach vorn hin ist von diesem Punkte ab der elliptische Eintrittsbogen noch ziemlich stark gekrümmt, der nach

hinten anschließende Bogen ist aber flacher geraten, als er sein sollte. Er verläuft im mittleren Teil um etwa 1 mm unterhalb des entsprechenden Bogens von Nr. 2. (Unser Verfahren, so geringe Formabweichungen mit Sicherheit zu entdecken, wird weiterhin noch etwas näher besprochen.) Der so entstandene, zu rasche Krümmungswechsel in dem gedachten Punkte dürfte für den Leistungsabfall über $\alpha_v = 20^\circ$ verantwortlich sein. Allerdings ist es eigentümlich, daß sich dieser Fehler nicht schon vorher bemerklich macht, und der Flügel anfangs sogar die besten Formen übertrifft. Das mag im Zusammenhang stehen mit der Ursache, die es bewirkt, daß auch die Formen 7, 8 und 9 trotz ihrer starken Krümmungsunstetigkeit anfangs zu den besten gehören und die höchsten C -Werte ergeben. Die Ursache mag darin zu suchen sein, daß bei den kleinen Anstellwinkeln der vordere Spaltungs- oder Staupunkt des Stromliniensystems noch nicht weit von der Spitze abgerückt ist, und daß an dieser noch nicht die großen Geschwindigkeiten auftreten, die zur Ablösung der Stromfäden von der Flügeloberfläche und zur Wirbelbildung führen (vgl. die theoretischen Betrachtungen im vorjährigen Bericht. ds. Ztschr. 1911, S. 167).

Jedenfalls ist zu beachten, daß die dickeren Formen mit steileren Eintrittsbögen nur dann vor den flacheren im Vorteil sind, wenn hohe Flächenausnutzung eine Rolle spielt. Wenn man dagegen im Schraubendurchmesser unbeschränkt ist, und höchste Kraftausnutzung angestrebt werden kann, hat man sich im Bereich kleiner Anstellwinkel (4 bis 8°) zu bewegen und dabei sind flache Eintrittsbögen mit geringen Abrundungen vorzuziehen.

Die übrigen Formen, Nr. 1 bis 5, zeigen in den Leistungskurven nur so wenig Unterschiede, daß man im einzelnen keine weitgehenden Schlüsse daran knüpfen möchte. Sehr bemerkenswert ist es aber an und für sich, daß die Unterschiede so klein sind, während die Formen sich recht stark unterscheiden. Nr. 3 ist mit 47 mm größter Höhe (S) bald doppelt so dick als Nr. 2; die vordere Abrundung S_v , d. h. der Durchmesser des Krümmungskreises im Ansatzpunkt an der Druckseite, ist bei Nr. 3 fast fünfmal so groß als bei Nr. 2. Wir werden daraus den allgemeinen Schluß ziehen dürfen, daß es auf diese Maßverhältnisse an sich und somit auf den besonderen Charakter der Saugseitenkurven innerhalb gewisser Grenzen überhaupt nicht sehr ankommt. Übrigens läßt sich das vordere Krümmungsmaß S_v unter Umständen überhaupt nicht angeben, obwohl eine ausgesprochene Abrundung der vorderen Kante vorhanden ist: wenn nämlich die Krümmung mit dem Radius Null beginnt, wie es bei einigen der als Spiralen konstruierten Formen der Fall ist.

Die Kurven sind auf sehr verschiedene Weise entstanden. Die Form Nr. 1 ist die einzige streng nach einem einheitlichen geometrischen Gesetz konstruierte, nämlich als hyperbolische Spirale (vgl. die Zusammenstellung über die Geometrie der Flügelformen in Heft 3, 1912). Es ist gewiß kein Zufall, daß sie sich als die beste von allen herausgestellt hat. Denn nur bei dieser ist durch die Konstruktion völlige Stetigkeit der Krümmungen gewährleistet (sofern auch die Werkstattausführung genau ist). Die übrigen da geeignete geometrische Gesetze noch nicht bekannt sind, waren, auch die Wichtigkeit ganz stetigen Krümmungsüberganges noch nicht so hoch eingeschätzt wurde, mehr oder weniger willkürlich zusammengesetzt. Bei Nr. 2 bis 6 ist die Saugseite »ungefähr kreis-elliptisch« gebildet, d. h. der Eintrittsbogen ist aus einem Viertelkreis, bis zum vordersten Punkte, mit anschließender Vierteilellipse, bis zum höchsten Punkt, zusammengesetzt und der Austrittsbogen vom höchsten Punkt bis zur Hinterkante ist ein Parabelstück. Doch ist auf Gleichheit der Krümmungsradien in den Übergangspunkten dieser Kurvenstücke noch nicht

streng Bedacht genommen; nur nach Augenmaß wurde ein ziemlich glatter Übergang angestrebt. Die eigentliche elliptische Form mit gleichen Krümmungen in beiden Übergangspunkten wurde erst später eingeführt. Sie wäre übrigens (mit den geometrisch bequemen Bedingungen, vergl. S. 20) bei dieser Serie auch nicht anwendbar gewesen, weil sie bei dem hier innezuhaltenden kleinen Werte von ϵ_a so flach ausfällt, daß sie zu wenig von der Segmentform abweicht. Ebenso ist es mit anderen der dort angegebenen, geometrisch bestimmten Formen.

(Fortsetzung folgt.)

Nachtrag zum Abschnitt

»Über die Möglichkeiten der Schraubenflieger«.

In genanntem Abschnitt (ds. Zeitschr. 1912, Heft 10, S. 130) haben wir auf die großartigen Hubschraubenversuche Bezug genommen, die Professor Klingenberg »mit den mächtigen Mitteln durchgeführt hat, welche ihm als Direktor der A.E.G. zu Gebote standen«.

Bei diesen Worten waren wir der Meinung, daß die Kosten der Versuche von der A.E.G. getragen worden seien. Professor Klingenberg teilt nun mit, daß das nicht der Fall war; vielmehr hat er die gesamten Kosten und sogar auch die Miete der benötigten weiten Räume selbst aus eigenen Mitteln bestritten. Wir möchten, seinem Wunsche gemäß, nicht unterlassen, diese Aufklärung auch dem Leserkreise dieser Zeitschrift zu übermitteln. Bendemann.

Beiträge zur Theorie der Luftschrauben.

Antwort auf die Bemerkungen des Herrn Prof. Dr. Reißner zu diesem Artikel.

In Heft 11 dieser Zeitschrift unterzieht Herr Prof. Dr. Reißner meinen unter obigem Titel in Heft 4 (1912) abgedruckten Artikel einer scharfen Kritik. Ich gestatte mir, darauf folgendes zu erwidern:

Herr Prof. Dr. Reißner betrachtet meinen Artikel von einem anderen Gesichtspunkt aus, als er geschrieben wurde. Während Herr Prof. R. in dem Aufsatz »Studien etc.« von vornherein darauf hinausgeht, günstige Flügelformen zu errechnen, ohne daß er hierzu einer »mehr oder minder in sich folgerichtigen Strömungsanalogie« bedarf, war es mein Bestreben, zunächst eine solche Strömungsanalogie zu finden. Wie diese dann praktisch bei der Konstruktion von Luftschrauben zu verwerten ist, war für mich, wie ich am Schluß des Artikels hervorhob, zunächst eine Nebenfrage. Ich war mir auch stets sehr wohl bewußt und habe das in meiner Arbeit nicht verschwiegen, daß sich gegen die dargelegte Methode zur praktischen Nutzbarmachung der gefundenen Strömungsanalogie manches sagen läßt.

Nun zu den hauptsächlichsten speziellen Einwänden des Herrn Prof. Dr. Reißner:

Die Kennzeichnung seiner Betrachtungsweise als beruhend auf der von Froude begründeten Theorie der Bewegungsgesetze geradlinig bewegter dünner Platten im Gegensatz zur Rankineschen Betrachtungsweise ist tatsächlich ein Versehen von mir, das ich mit Bedauern feststelle und zu berichtigen bitte, das jedoch dem Wert der Reißnerschen Untersuchungen keinen Abbruch tut. Wenn Herr Prof. Dr. R. jedoch sagt, daß in seinen für ein Ringelement aufgestellten Strömungen alle überhaupt möglichen Propellerstrahlbildungen enthalten sind, so geben seine Berechnungen dennoch keinen Aufschluß, wie die Luftströmung in der Umgebung von Schrauben tatsächlich aussieht. Ich halte es deshalb nicht für unnütz, solche die Strömung veranschaulichende Bilder zu konstruieren, zumal dies doch nicht so ganz einfach ist. Denn »jede Fläche von Senken« ergibt den Zuströmungsvorgang nicht. Ich wäre Herrn Prof. Dr. Reißner dankbar, wenn er mir eine Verteilung der Senken und die zugehörige Potentialströmung angeben würde, so daß ein brauchbares mit der Wirklichkeit einigermaßen verträgliches Bild entsteht. Gerade in der Auffindung der Zusatzströmung (Tafel III, Fig. 1 des Heftes 4, die in der

Numerierung mit Fig. 2 verwechselt wurde), welche zu der kreisrunden Fläche der sich aus der Rechnung ergebenden gleichstarken und gleichmäßig verteilten Senken (Fig. 2 der Tafel III) noch hinzukommen muß, um ein annähernd richtiges Strömungsbild für die Hubschraube zu erhalten, sehe ich den Hauptwert meiner Arbeit. Dadurch hat sich erst ein von allen Seiten auf die Hubschraube hin gerichteter Zustrom ergeben, der mir tatsächlich der Wirklichkeit näher zu kommen scheint als die bisherigen Annahmen, und dessen Beschaffenheit für die Formgebung der Flügel nicht unwesentlich ist. Daß ich die großen in der widerspruchsfreien Darstellung des Strahles (Abstroms) liegenden Schwierigkeiten nicht überwunden habe, ist von mir ausdrücklich und an verschiedenen Stellen betont worden. Ich mache mir darüber keine großen Vorwürfe, nachdem Männer, mit denen ich mich nicht messen kann, ebenfalls nicht ganz darüber hinweggekommen sind.

Des weiteren möchte ich bemerken, daß es doch denkbar ist, die Strömung, wie sie sich aus meiner Arbeit ergeben hat, praktisch zu verwerten. Tatsächlich ist mit Hilfe der »Zuströmungsfläche« für eine Hubschraube bereits eine zwei-flügelige Schraube von 3 m Durchmesser konstruiert worden, die bei einem Anstellwinkel von nahezu 0° (das Wort Anstellwinkel stets in dem von mir in Fig. 10 der Tafel III, Heft 4, erläuterten Sinn gebraucht) mit 79% schon einen ganz ordentlichen Gütegrad erzielt hat. Die in Lindenberg angestellten Versuche zeigen, wie eine solche Schraube trotz der niemals verkannten konstruktiven Mängel doch schon gut brauchbar wäre; gleichzeitig können auf solchem experimentellen Wege die günstigsten Anstellwinkel bestimmt werden. Daran dachte ich, als ich von den »anderweitig« zu ermittelnden Anstellwinkeln sprach. Ich habe aber in meiner Arbeit nirgends behauptet, auf dem von mir eingeschlagenen Wege werde eine »vervollkommnete« praktische Verwertung der Strömungsbilder erzielt, wenn es auch dahingestellt bleiben mag, ob die von mir befolgte sicher noch verbesserungsfähige Methode so »sehr, sehr weit« von der Erreichung günstiger Flügelformen abführen würde.

Schließlich möchte ich nochmals auf das mir bei der Abfassung der Dissertation gesteckte Ziel hinweisen, nämlich zunächst eine Strömung zu berechnen und zeichnerisch darzustellen, wie sie die in meiner Abhandlung entwickelte Theorie voraussetzt, und ich glaube immer noch, daß die zur Auffindung der Strömungsbilder angestellten Untersuchungen, sowie der Hinweis auf ihre praktische Verwertung nicht unnötig waren.

München, Juni 1912.

Dr. H. K i m m e l.

Sehr geehrte Schriftleitung!

Von der Erklärung im zweiten Absatz der obigen Antwort des Herrn Dr. Kimmel nehme ich mit Dank Kenntnis.

Ich wäre der erste gewesen, der Herrn Dr. K.s geschickte mathematische Behandlung einer hydrodynamischen Aufgabe, die vorläufig zu schwierig ist, um auch im Abstrom vollständig gelöst zu werden, anerkannte, meine von ihm als scharf bezeichnete Kritik mußte ich aber gegen seine, wie er selbst jetzt zugibt, unzutreffende Beurteilung anderer Arbeiten und gegen die Ansprüche, die er selbst für sich erhebt, richten.

Ich mußte ferner Stellung dazu nehmen, daß er den schon von mir gebührend gewürdigten Froude u. a. in einer Weise zitierte, als hätte ich nichts Wesentliches aus Eigenem hinzugefügt, während er selbst seine eigenen wissenschaftlichen Vorgänger übersehen hat.

Wenn ich auch gerne zugebe, daß Herrn Dr. K.s Zuströmungsbild insofern besser ist als andere mathematisch bequemere, daß auch die in Wirklichkeit auftretende schwache Zustromung von dem Hinterraum her wiedergegeben ist, so bezweifle ich doch sehr, daß diese Berücksichtigung irgendeinen Vorteil für die konstruktive Verwertung hat.

Die von Herrn Dr. K. mit gutem konstruktiven Gefühl nach den Erfahrungen von Bendemann und Chauvière gewählten Flügelquerschnitte und Umrisse würden ebenso große Gütegrade ergeben bei Stellungswinkeln, wie sie sich unter Zugrundelegung anderer Zuströmungsvorgänge errechnen, denn der Gütegrad ist gegen so kleine Winkelunterschiede unempfindlich, wie Herr Bendemann gezeigt hat.

Meine Behauptung, daß auch nach Herrn Kimmels Arbeit die Wissenschaft noch »sehr, sehr weit« von einer im Sinne meiner Erwiderung an Herrn Dr. K. strengen, hydrodynamischen Erfassung des Schraubenströmungsmechanismus entfernt ist, kann gar nicht scharf genug ausgesprochen werden im Hinblick auf die außerordentlichen mathematischen und physikalischen Schwierigkeiten einer einwandfreien und hypotesenfreien Darstellung der Flügelwirkung.

Aachen, im Juni 1912.

H. Reißner.

Vergleich von Versuchen auf einem Flugzeug mit Messungen an dessen Modell.

Von Dipl.-Ing. C. Wieselsberger, München.

Gelegentlich der Eröffnung seines neuen aerodynamischen Laboratoriums, welches an Größzügigkeit alle bisherigen Einrichtungen übertrifft, hat M. G. Eiffel über einen bedeutungsvollen Versuch berichtet, der auch in der Schrift »Inauguration du nouveau laboratoire aérodynamique« veröffentlicht ist. Es handelt sich hierbei um den Vergleich, inwieweit die Messungen an einem Flugzeug mit den Messungen an dessen Modell übereinstimmen. Da dieser Gegenstand für die wissenschaftliche Forschung, in erster Linie für die Modellversuchsanstalten, von grundlegender Bedeutung ist, so dürfte es von Interesse sein, an dieser Stelle Näheres darüber zu erfahren.

Was zunächst die Versuchsanstalt selbst betrifft, die sich in Auteuil bei Paris befindet, so sei bemerkt, daß dieselbe im großen Ganzen ebenso angelegt ist wie das Laboratorium auf dem Champs-de-Mars, das ja zur Genüge bekannt sein dürfte. Dagegen sind die Dimensionen bedeutend vergrößert und es kann mit viel größeren Luftgeschwindigkeiten experimentiert werden. Das neue Laboratorium verfügt über zwei Luftkanäle, die den luftdicht abgeschlossenen Experimentierraum, von Diskontinuitätsflächen begrenzt, durchsetzen. Der eine Luftstrom hat einen Durchmesser von 2 m und kann seine Geschwindigkeit zwischen 2 und 32 m/sek (7,2 bis 115,2 km/Std.) variieren. Die analoge Einrichtung besitzt einen Luftstrom von 1 m Durchmesser, dessen Geschwindigkeit bis 40 m/sek (= 144 km/Std.) gesteigert werden kann. Die erreichbaren Geschwindigkeiten kommen also den praktisch vorkommenden Geschwindigkeiten gleich. Leider ist bei den Veröffentlichungen von Eiffel nichts über die Verteilung der Geschwindigkeit über den Querschnitt des Luftstromes angegeben. Da aber die bisherigen quantitativen Ergebnisse mit den Versuchen der Göttinger Modellversuchsanstalt sehr gut übereinstimmen¹⁾, so ist anzunehmen, daß der Luftstrom einen großen Grad von Homogenität besitzt.

Die Eiffelschen Versuche stützen sich auf die von Bouttieaux und Dorand am militär-aeronautischen Laboratorium in Chalais-Meudon ausgeführten Messungen²⁾. Bouttieaux und Dorand konstruierten einen normalen Zweidecker mit 60 PS-Renaultmotor, der, mit Meßinstrumenten versehen, dazu dienen sollte, während des Fluges eine Reihe wichtiger Messungen auszuführen. Der Apparat, der von Saunier gesteuert wurde, war so eingerichtet, daß durch einen elektrischen Kontakt sämtliche in Betracht kommende Elemente fixiert werden konnten. Es wurden gemessen:

1. der Schraubenzug,
2. die Tourenzahl der Schraube,
3. die Geschwindigkeit des Flugzeuges relativ zur Luft v ,
4. der Anstellwinkel des Flugzeuges.

Der Auftrieb des Flugzeuges beim normalen Flug, welcher gleich dem Gesamtgewicht des Apparates ist, ist natürlich ohne weiteres bekannt.

Schraubenzug und Tourenzahl der Schraube lassen sich auf verhältnismäßig einfache Weise bestimmen; ersterer durch eine Meßdose, die den Zug der Schraube dadurch aufnimmt, daß der Motor mit Schraube verschiebbar angeordnet

ist. Die Tourenzahl des Motors ist für unsere Betrachtung nicht von Wichtigkeit, wurde aber in diesem Falle bestimmt, da hauptsächlich auch die Luftschraube einer genauen Untersuchung unterzogen werden sollte.

Die Geschwindigkeit des Flugzeuges relativ zur Luft wurde mit einem »Venturirohr« bestimmt, welches in Fig. 1 dargestellt ist. Die Luft strömt durch eine aus zwei konischen

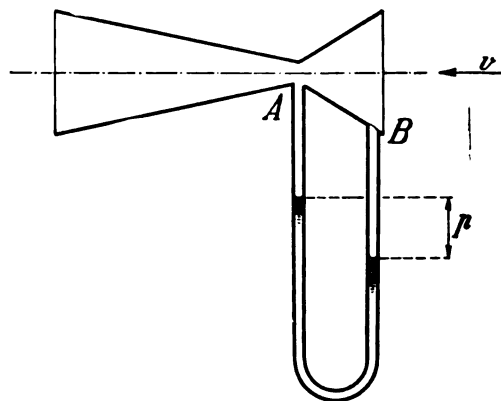


Fig. 1.

Teilen zusammengesetzte Düse, an welche bei A und B ein einfaches U-förmiges Manometer angeschlossen wird. Die Druckdifferenz p ist dem Quadrat der Reisegeschwindigkeit proportional; die Konstante des Instrumentes wird durch Eichung bestimmt. Der Stand der beiden Menisken im Manometer im Moment des Kontaktes wurde durch eine photographische Aufnahme festgehalten.

Zu der Messung des Anstellwinkels der Tragflächen wurde das in Fig. 2 dargestellte Instrument benützt. Es besteht im wesentlichen aus einem Pendel, das zur Dämpfung der Schwingungen in Flüssigkeit taucht und das einen Zeiger trägt, der an einer Gradteilung spielt. Die Angaben dieses Instrumentes sind jedoch nicht als vollkommen einwandfrei zu betrachten. Da das Pendel stets gegen die Richtung der Schwerkraft orientiert, so ist zur Erlangung einer richtigen Angabe Voraussetzung, daß sich das Flugzeug in genau hori-

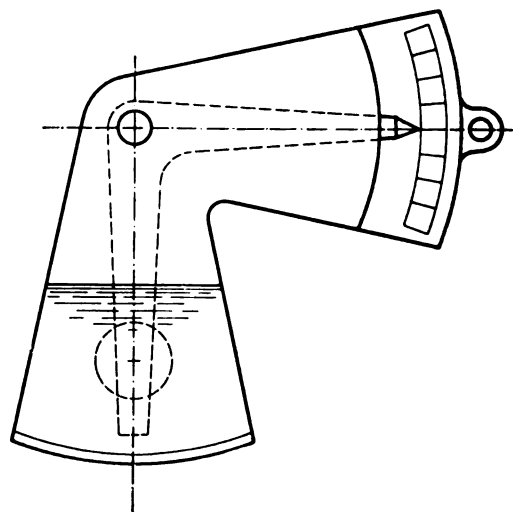


Fig. 2.

zontalem Fluge befindet. Es muß ferner die Geschwindigkeit desselben eine gleichförmige sein, da sich bei beschleunigter oder verzögerter Bewegung das Pendel in die Richtung der Resultierenden aus Schwerkraft und Trägheitskraft einstellt und somit ebenfalls falsche Angaben liefert. Ein Instrument, das unter allen Umständen den richtigen Anstellwinkel anzeigt, müßte so beschaffen sein, daß es sich gegen die anströmende Luft orientiert, also z. B. nach dem Prinzip der Windfahne konstruiert sein; die Aufhängung desselben hätte, um Wirkungen der Trägheitskräfte zu eliminieren, im Schwerpunkt des Systems zu erfolgen. In dem in Betracht kommenden

¹⁾ Föppl, Vergleich der Eiffelschen Versuche mit den Versuchen der Göttinger Modellversuchsanstalt, ds. Ztschr. 1912, Nr. 9.

²⁾ Siehe: La Technique aéronautique 1911, 1. November.

Fall können wir jedoch die Bestimmung des Anstellwinkels als genügend genau betrachten, da die Registrierungen erst gemacht wurden, nachdem sich der Apparat in möglichst horizontaler Bahn bewegte.

Es wurden nun mit diesem Zweidecker mehrere Flüge ausgeführt und stets die erwähnten Größen registriert. Um nun zu sehen, wie diese Messungen übereinstimmen mit den Messungen am Modell im künstlichen Luftstrom, wurde eine genaue Nachbildung des Zweideckers im Maßstab 1 : 14,5 hergestellt. Dieses Modell wurde nun im Luftstrom bei Luftgeschwindigkeiten untersucht, die der Fluggeschwindigkeit des Apparates gleichkamen; es wurden die Auftriebs- und

Nach dem Ähnlichkeitsgesetz kann nicht erwartet werden, daß das Modell, das bei derselben Geschwindigkeit wie das Flugzeug untersucht wurde, auch dieselben spezifischen Kräfte liefert wie dieser. Dies wäre nur der Fall, wenn die korrespondierenden Geschwindigkeiten im umgekehrten Verhältnis der Längen stünden:

$$v \sim \frac{1}{l}.$$

Hierbei tritt aber der große Nachteil auf, daß man auf unerreicht hohe Geschwindigkeiten kommt (in unserem Falle auf etwa 240 m/sec), wobei man dann außerdem noch zu jenen Geschwindigkeiten gelangte, die sich der Schall-

Versuche auf dem Flugzeug				Widerstände des Modells bezogen auf $v = 10$ m/sec								
Anstellwinkel	Geschwindigkeit v (m/sec)	Horizont. Widerstand F (kg)	Gewicht d. Apparates Q (kg)	Nach den Versuchen auf dem Flugzeug			Nach den Versuchen an dem Modell			Verhältnis: Versuch auf dem Flugzeug Versuch an dem Modell		
				Widerstand $R_w = \frac{F}{14,5^2} \cdot \left(\frac{10}{v}\right)^2$ (kg)	Auftrieb $R_A = \frac{Q}{14,5^2} \cdot \left(\frac{10}{v}\right)^2$ (kg)	$\frac{R_w}{R_A}$	R_w' (kg)	R_A' (kg)	$\frac{R_w'}{R_A'}$	$\frac{R_w}{R_w'}$	$\frac{R_A}{R_A'}$	$\frac{R_w}{R_A'}$
9° 45'	17,0	168	770	0,276	1,270	0,217	0,280	1,285	0,218	0,98	0,99	1,00
9° 40'	17,0	168	770	0,276	1,270	0,217	0,278	1,275	0,218	0,99	1,00	1,00
10° 00'	16,7	165	770	0,281	1,310	0,2145	0,285	1,304	0,219	0,99	1,00	0,98
8° 40'	17,3	163	760	0,252	1,209	0,208	0,252	1,193	0,211	1,00	1,01	0,99
10° 15'	16,2	162	770	0,294	1,380	0,213	0,293	1,322	0,222	1,00	1,04	0,96
11° 00'	15,7	160	750	0,308	1,445	0,213	0,314	1,380	0,227	0,98	1,05	0,94
11° 40'	15,8	174	760	0,331	1,445	0,229	0,333	1,425	0,234	0,99	1,01	0,98
Mittel:										0,99	1,01	0,98

Widerstandskomponenten bei verschiedenen Anstellwinkeln an der aerodynamischen Wage gemessen.

Die Ergebnisse dieser Untersuchungen sind in vorstehender Tabelle und in der Kurvendarstellung (Fig. 3) wiedergegeben.

Die in der Tabelle angegebenen Werte wurden auf eine Geschwindigkeit $v = 10$ m/sec und auf das Modell bezogen. Die Übereinstimmung zwischen den Versuchen auf dem Flugzeug und dessen Modell im künstlichen Luftstrom ist,

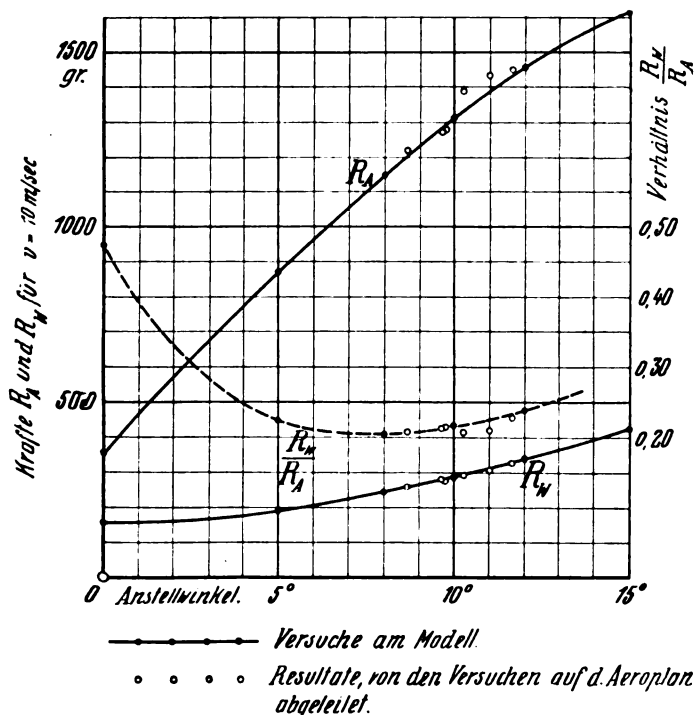


Fig. 3.

wie aus den Resultaten ersichtlich, eine überraschend gute. Im Mittel beträgt die Übereinstimmung aus sieben Messungen 1 bis 2%, was wohl für praktische Zwecke als genügend genau betrachtet werden kann.

geschwindigkeit nähern und wo dann die Elastizität der Luft nicht mehr vernachlässigt werden darf¹⁾.

Abgesehen hiervon ist aber andererseits klar, daß es wohl möglich ist, auf experimentellem Wege ein Gesetz zu finden, nach welchem sich die Kräfte beim Übergang vom Flugzeug zu dessen Modell ändern, eben auf dem von Eiffel benützten Wege. Es wäre in hohem Maße zu begrüßen, wenn sich auch in Deutschland die einschlägigen Kreise dazu bereit fänden, derartige Versuche auf Flugzeugen anzustellen, um die Frage der Modellversuche zu klären. Die große Bedeutung der Modellversuche, die im Schiffbau schon seit langem eine große Rolle spielen, ist ohne weiteres einleuchtend. Sie ermöglichen es, alle wissenswerten Eigenschaften eines auszuführenden Flugzeuges — Luftwiderstand, Arbeitsbedarf, Stabilität etc. — zunächst am Modell zu untersuchen. Sie ersparen dem Konstrukteur viel blindes Tasten, das nicht nur kostspielig ist, sondern auch sehr gefährlich werden kann.

Der Stein-Eindecker.²⁾

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin, 's Gravenhage.

(Mit Tafel X. Fortsetzung aus Heft 11.)

Das Fahrgestell.

Dieses lehnt sich an die zuerst von Farman ausgeführte Konstruktion an, die Kombination von Schlittenkufen und Räder. Die Kufen sowohl wie die Rumpfstützen sind aus Esche (gespalten) gefertigt, letztere rund im Querschnitt. Ein Tropfen- oder mandelförmiges Profil wäre bezüglich des Widerstandes günstiger.

Die in bekannter Weise durch Gummiringe federnd aufgehängte Radachse (Stahlrohr 45 × 40 mm) ist zwischen den Kufen durch einen, aus zwei Teilen bestehenden Holzschaff verkleidet. Die beiden Hälften dieser Holzverstärkung werden miteinander verleimt und an den Enden sowie an zwei bis drei dazwischenliegenden Stellen mit starkem Bindfaden umwickelt, wonach diese Stellen gleichfalls mit Leim bestrichen werden. Die ganze Bekleidung erhält dann nach dem Trocknen noch einen Bootsacküberzug. Die Verbin-

¹⁾ Siehe Blasius, Luftwiderstand und Reynoldscs Zahl, Verhandlungen der Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft, ds. Ztschr. 1912, Heft 3, S. 36.

²⁾ Nachdruck verboten.

dungsbeschläge sind aus entsprechend zugeschnittenen Ovalrohr- und Stahlblechstücken gefertigt, die Verbindung erfolgt ausnahmslos durch autogene Schweißung.

Die außerhalb des Schlittens liegenden Räder sind durch versplintete Ringe in ihrer Lage gesichert. Die Radnaben haben Lagerbüchsen aus Bronze. (Schluß folgt.)

Vermutliche Ursache von Flügelbrüchen bei Eindeckern und ihre Vermeidung.

Von E. Beyerhaus, Kgl. Baurat, Charlottenburg.

Eine Hauptgefahr, die zu Flügelbrüchen besonders bei Eindeckern führen kann, scheint mir in den Schwingungen der langen Spanndrähte zu liegen, die sich in hohem Maße mit der Geschwindigkeit steigern, mit der die Luft durchschnitten wird, und an bestimmten Stellen (besonders in der Nähe der Befestigungsstellen) rasch wechselnde, unberechenbar hohe Beanspruchungen erzeugen können. Durch die bekannte »Ermüdung« des Materials unter solchen Wirkungen kann dann schließlich ein Bruch eines Spannrahmes und damit auch des betreffenden Flügels entstehen.

Bei Ausführung von Wassermengenmessungen im Rhein bei großen Wassertiefen und Geschwindigkeiten hatte ich seinerzeit Gelegenheit, zu beobachten, wie lange Körper von kreisförmigem Querschnitt durch das Anströmen einer Flüssigkeit in Querschwingungen (senkrecht zur Stromrichtung) versetzt werden, die sich mit der Strömungsgeschwindigkeit außerordentlich stark steigern. Es beruht dies wohl auf der Tatsache, daß die stärkste Druckverminderung (Saugwirkung bei einem kreisförmigen Querschnitt) nicht auf der Rückseite, sondern zu beiden Seiten entsteht.

Von diesen beiden einander entgegengesetzten Saugkräften erhält wechselweise eine das Übergewicht, und unter der Mitwirkung der Massenträgheit entstehen Querschwingungen, die bei starker Strömung eine ganz unglaubliche Heftigkeit erreichen und bedeutend höhere Beanspruchungen erzeugen, als der Angriff in der Stromrichtung. Die Wucht der Querschwingungen wächst naturgemäß außerordentlich stark mit der Länge der Drähte.

Man sollte daher die freie Länge von der Luftströmung ausgesetzten Spanndrähte auf jede Weise zu beschränken suchen und zur Vermeidung von Querschwingungen in ganzer Länge, durch geeignete, in verschiedenen Richtungen wirkende Zwischenspanndrähte Knotenpunkte schaffen, welche die freie Länge teilen. Weiter dürfte zu große Härte des Stahles zu vermeiden sein und bei den Befestigungsstellen die Wirkung der Querschwingungen besonders im Auge zu behalten sein. Auch der Ersatz runder Drähte durch flache Stahlbänder könnte unter Umständen in Frage kommen. Endlich sollten die wichtigsten und längsten Spanndrähte von Zeit zu Zeit erneuert werden, ehe die »Ermüdung« des Materials einen gefährlichen Grad erreicht hat.

Flugzeuge mit symmetrischem Zweischraubenantrieb.

Die moderne Flugzeugkonstruktion scheint seit einiger Zeit in der Weise vereinheitlicht zu sein, daß zum Vortrieb eine in der Längsachse liegende Luftschraube, die entweder vor oder hinter den Sitzen bzw. den Tragflächen angeordnet ist, dient.

Auch die Ausführungsform Loutzky-Rumpler, welche zwei Propeller verwendet, bleibt diesem Prinzip treu, denn diese Schrauben liegen gleichfalls in der Mittelachse, eine unmittelbar hinter der anderen.

Als eine Abweichung haben wir in Deutschland das Wright-Zweischraubenflugzeug, bei welchem die beiden Propeller in gleichem Abstand von der Mittelachse zwischen den Tragdecks auf der Rückseite derselben angebracht sind. Diese Form gelangte im Auslande mehrfach zur Anwendung, zunächst bei den verschiedenen Gesellschaften, welche Wright-Lizenznehmer sind, ferner in Nordamerika bei der Firma Burgess, in Frankreich neuerdings bei De Dion-Bouton und Savary; die letztgenannte Firma beteiligte

sich bekanntlich erfolgreich am französischen Militärflugzeugwettbewerb im September vorigen Jahres (Heft 1, S. 6).

Es kann wohl nicht als Zufall angesehen werden, daß auch eine Reihe hervorragender Konstrukteure und Flieger bei ihren verschiedenen Ausführungsformen den Zweischraubenantrieb anwandten; es seien hier genannt: Kress, Tatin, Lioré, Peau, Cody, Berthaud, Peugeot, Pischoff, Waniman, vor allem aber die Siemens-Schuckert-Werke, Professor Dr. Major v. Parseval und Oberingenieur Stumpf von der A.E.G.

Die meisten von den hier genannten Konstrukteuren haben zweifellos den symmetrischen Antrieb mittelst zwei Propellern mit voller Absicht bevorzugt, weil sie von diesem einmal die Aufhebung der gyrokopischen Wirkung des Propellers erwarten konnten, zum anderen einen besseren Wirkungsgrad und schließlich eine Erhöhung der Querstabilität.

Demnach müßte es eigentlich auffallen, daß sich der Zweischraubenantrieb bisher nicht allgemein durchzusetzen vermochte (wenigstens für Zweidecker), und eine Erklärung dafür kann wohl nur in dem Umstande gefunden werden, daß die konstruktive Lösung des Einschraubenantriebes sich weitaus einfacher gestaltet.

Dem symmetrischen Zweischraubenantrieb blieben eigentlich von älteren Flugzeugfabriken nur die Erbauer von Wright-Flugzeugen und Burgess treu, während in neuerer Zeit sich die bereits oben erwähnten zwei weiteren, De Dion-Bouton und Savary, zugesellt haben.

Nach dem Vorstehenden steigt bei graphischer Darstellung der Anwendung von zwei Propellern die Kurve zugunsten des symmetrischen Zweischraubenantriebes schnell an, um beinahe ebenso jäh abzufallen; dann aber beginnt eine stetige, wenn auch langsame Aufwärtsbewegung, und diese läßt erkennen, daß nunmehr, nachdem im Flugzeugbau ernstes wissenschaftliches Studium an Stelle der bisherigen Erfindertätigkeit zu treten beginnt, auch der symmetrische Zweischraubenantrieb wieder in der Zunahme begriffen ist.

Die Deutsche Wright-Gesellschaft konnte sich dem Einfluß der anfangs geschilderten Strömung nicht ganz entziehen, und sie sah sich genötigt, ebenfalls Flugzeuge mit einer in der Mittelachse gelegenen Antriebsschraube zu bauen. Obwohl sie selbst diese Änderung als Rückschritt empfand, verstand sie sich dazu, weil das mehr laienhafte Empfinden der Öffentlichkeit — dem sich übrigens auch einige Fachleute zeitweilig unbeabsichtigt anschlossen — den symmetrischen Zweischraubenantrieb insofern als besonders gefahrvoll ansah, als man glaubte, das Aussetzen eines Propellers müßte ein sofortiges Umkippen des Flugzeuges zur Folge haben.

Den Gebrüdern Wright war es bei ihren ersten Versuchen, als die Konstruktion noch erhebliche Mängel aufwies, mehrfach vorgekommen, daß im Fluge eine Schraube plötzlich stehenblieb, sei es durch Kettenbruch oder Beschädigung des Propellers selbst. Sie landeten dann nach Abstellen des Motors jedesmal glatt. Ihre Berichte über diese vielfachen Beweise der völligen Gefährlosigkeit des Zweischraubenantriebes gelangten nach Europa; man schenkte ihnen jedoch ebensowenig Glauben, wie man die ersten Flüge der Gebrüder Wright in Amerika als unwahr, die fliegenden Brüder als lügende Brüder bezeichnet hatte!

Die Deutsche Wright-Gesellschaft verbesserte den symmetrischen Zweischraubenantrieb, um das Aussetzen einer Schraube zu verhindern; man erhöhte die Festigkeit der Schrauben bis zur praktischen Unzerbrechlichkeit und steigerte die Bruchfestigkeit der Ketten auf ein Vielfaches ihrer tatsächlichen Beanspruchung. Man erreichte dadurch, daß im Verlauf mehrerer Jahre Ketten- oder Propellerbrüche während des Fluges überhaupt nicht eintraten.

Auch diese Erhöhung der Zuverlässigkeit vermochte den alten Aberglauben nicht zu beseitigen. Vielleicht, daß von interessierter Seite der Glaube an die Gefährlichkeit des Zweischraubensystems genährt wurde.

Die Deutsche Wright-Gesellschaft ging bereits mit dem Gedanken um, absichtlich beim Fluge einer ihrer Maschinen einen Propeller stillzusetzen, um dadurch die Gefährlosigkeit unwiderleglich zu beweisen, als ihr der Zufall dadurch zu Hilfe kam, daß sich zwei ungewollte Fälle der geschilderten Art zutrug.

zdem
ferrin,
also

ische



Zwei-
iden,
der
men,
stand
gibt,
t, so
inem

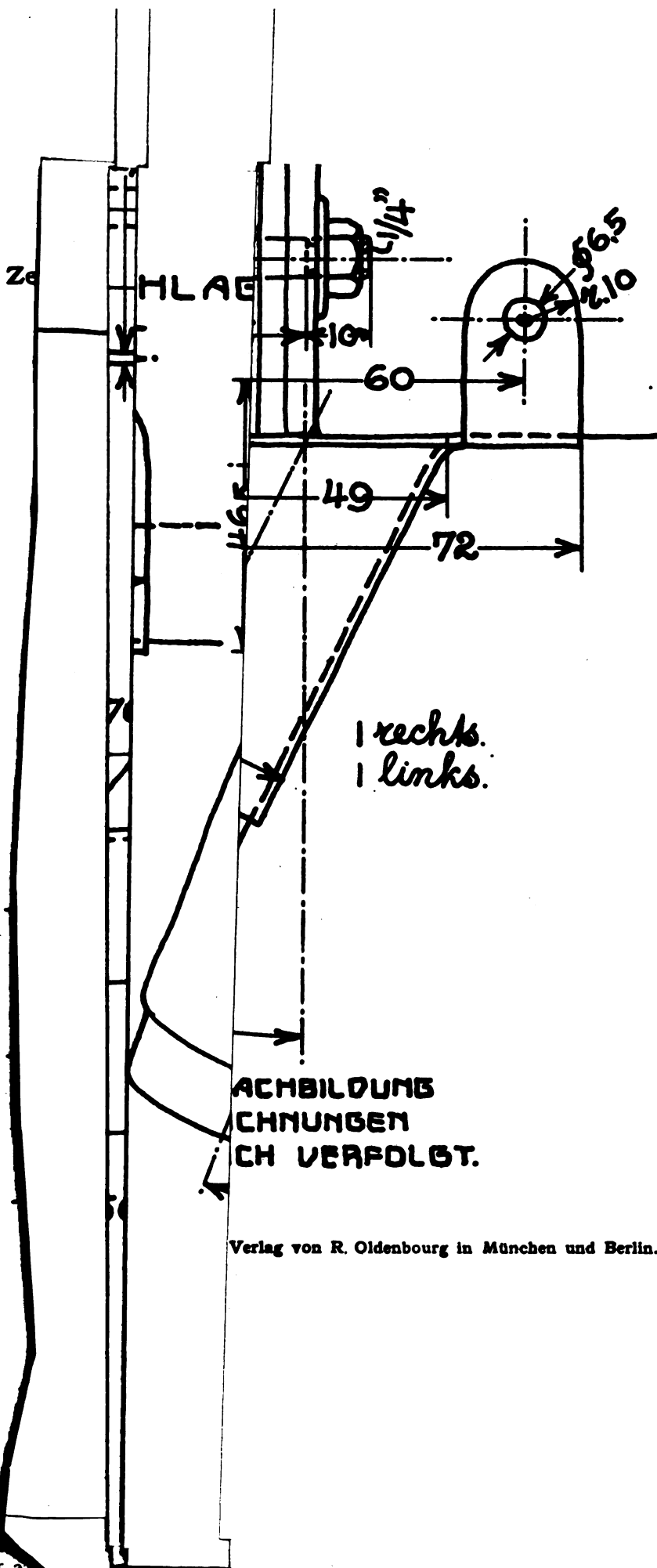
Pro-
trieb
daß
reits
nutzt
Zwei-
g. 8.)
tten-
tion,



es

eller-

rtteil



Auf
unter
der
Uns

Auf
unter
der
Uns
schwiegen werden darf, zweifellos einen Fehler. Durch diesen
führte er unbeabsichtigt den gleichen Effekt herbei, den
Abramovitch absichtlich eingeleitet hatte, ja, er schuf
sich un bewußt noch ungünstigere Bedingungen dadurch, daß
er den einen Propeller wieder anlaufen ließ, nachdem sich

nat, daß die Kette
räder *a*, *c* auf der Motorwelle in Eingriff steht. Die Kette
läuft zuerst über das kleine Zahnrad *a*, welches mit dem
gleich großen, daneben liegenden Zahnrad *c* ein gemeinschaft-
liches Stück auf der Motorwelle bildet. Von da aus geht die

dun,
rohr
ausr

vers;
habe

Ve be

Eind
der l
mit
schni
Nähe
bar l
kann
kann
mit a

bei g
seiner
kreisf
keit i
setzt
außer
Tatsa
bei ei
sonde

erhält
Mitwi
die b
erreich
als de
schwin
der L

M
ausges
sucher
g a n z
tunger
schaffe
große
festigu
ders in
durch
komme
drähte
des Ma

Di
Zeit in
eine in
vor odc
ist, die

Au
welche
denn di
unmitte

Als
W r i g
Propelle
den Tra

Diese F
zunächst bei den verschiede
Lizenznehmer sind, ferner
Burgess, in Frankreich
Bouton und Savary;

welche Wright-
bei der Firma
i De Dion-
Firma beteiligte

ts mit
dem Gedanken um, absichtlich beim Fluge einer ihrer Ma-
schinen einen Propeller stillzusetzen, um dadurch die Gefahr-
losigkeit unwiderleglich zu beweisen, als ihr der Zufall da-
durch zu Hilfe kam, daß sich zwei ungewollte Fälle der ge-
schilderten Art zutrugen.

Über den ersten Fall erschienen ausführliche Abhandlungen in der »Deutschen Luftfahrer-Zeitung« Nr. 6, S. 24, und im »Motorwagen« Nr. 12, S. 314.

Es sei kurz daraus entnommen, daß der Fluglehrer der Deutschen Flugmaschine-Wright-Gesellschaft, Herr Abramovitch, kurz nach Antritt eines Überlandfluges nach Verlassen des Flugplatzes in 70 m Höhe Bruch der linken (gekreuzten) Kette (wie sich später herausstellte, war diese zu stark angespannt) erlitt. Da Herr A., ein überaus geistesgegenwärtiger Flieger, einerseits zu den Mitteilungen der Gebrüder Wright volles Vertrauen hatte und infolgedessen einen Absturz nicht befürchtete, anderseits empfand, daß eine genaue Beobachtung des Vorfalles von ungeheurer Tragweite sei, so berührte er nur den Kurzschließer, bereit, den Motor jeden Augenblick abzustellen, ließ diesen aber zunächst mit voller Tourenzahl, die sich durch den geringeren Widerstand infolge Aussetzens des einen Propellers noch wesentlich über das normale Maß gesteigert hatte, weiterlaufen.

Es zeigte sich, daß das Flugzeug anfangs seine Flugrichtung unverändert beibehielt, um dann ganz allmählich in eine sanfte Linkskurve überzugehen. Nun erst, etwa 20 Sekunden nach dem Kettenbruch, schaltete er den Motor aus und landete glatt im Gleitflug.

Die unmittelbar in der Nähe befindlichen Zuschauer hatten von dem Vorfall nichts bemerkt, sondern glaubten, der Flieger sei nur deshalb gelandet, um die herabgefallene Spirale des Tourenzählers, die durch den Kettenbruch fortgeschleudert worden war, aufzuheben.

Das geschilderte Ereignis wurde durch die oben erwähnten Artikel der Fachpresse bekannt; aber selbst dadurch konnte keine vollständige Beseitigung des Vorurteils gegen die »Zweischraubengefahr« herbeigeführt werden! Man schob die glatte Landung der persönlichen Geschicklichkeit des Fliegers zu und behauptete, daß nur ein so hervorragender Beherrscher des Wright-Flugzeugs, wie Abramovitch, in der Lage gewesen sei, einen ungünstigen Ausgang des Vorfalles zu verhindern; jeder andere würde abgestürzt sein.

Die Verfechter dieser Ansicht sollten nicht recht behalten; denn vor einigen Tagen trat ein beinahe vollständig gleichliegender Fall ein, über den der betreffende Wright-Flieger, Herr Sedlmayr, wörtlich wie folgt berichtet:

»Heute früh machte ich bei ca 4 Sek./m Wind mit dem neu aufmontierten Apparat die ersten Sprünge von mehreren 100 m in gerader Richtung, was gut vonstatten ging.

Heute abend stieg ich etwas höher, und als alles klappte, legte ich zwei vollständige Runden zurück. Als ich ca. 15 m hoch war, hörte ich auf einmal einen scharfen Riß. Ich drosselte den Motor sofort ab und ging in den Gleitflug über. Da sich aber nicht die geringste Unregelmäßigkeit bemerkbar machte, ließ ich den Motor wieder voll auf Tourenlaufen. Dann wandte ich mich um und bemerkte jetzt erst die gerissene Kette. Ich hielt den Motor an und landete vollkommen glatt. Die auf dem Platze anwesenden Herren und Monteure merkten der ganzen Sache nicht die geringste Unregelmäßigkeit an.«

Darin, daß Herr Sedlmayr nach Auftreten des anormalen Geräusches nicht unter allen Umständen landete, beging er, was nicht verschwiegen werden darf, zweifellos einen Fehler. Durch diesen führte er unbeabsichtigt den gleichen Effekt herbei, den Abramovitch absichtlich eingeleitet hatte, ja, er schuf sich ungewußt noch ungünstigere Bedingungen dadurch, daß er den einen Propeller wieder anlaufen ließ, nachdem sich

die Fluggeschwindigkeit bereits vermindert hatte. Trotzdem auch hier vollkommen glatte Landung durch einen Herrn, der gerade erst die Fliegerprüfung bestanden hatte, also kaum über große Routine verfügen konnte!

Es ist übrigens interessant, daß auch die theoretische

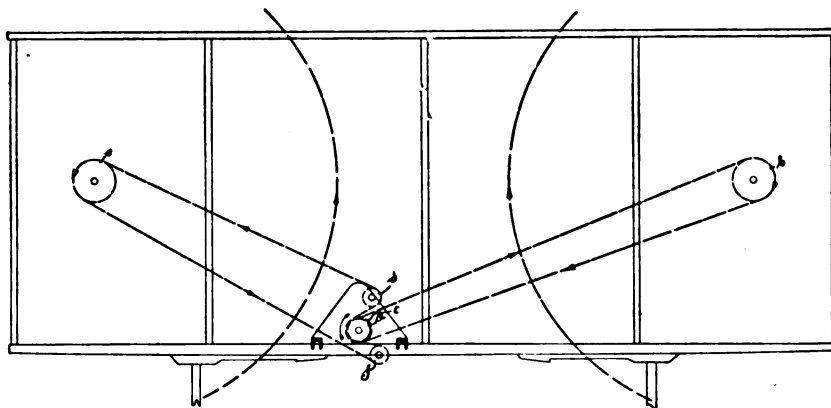


Fig. 1. Einkettenantrieb für 2 seitliche Propeller der Deutschen Wright-Gesellschaft.

Überlegung den Beweis für die Ungefährlichkeit des Zweischraubenantriebes, wie die Wrightmaschinen ihn verwenden, ergibt. Unsere ersten Theoretiker auf dem Gebiete der Luftfahrt sind ohne Ausnahme zu dem Schluß gekommen, daß sich die einseitige Schubwirkung, die sich durch Stillstand eines Propellers beim Wright-Zweischraubenflugzeug ergibt, allein durch Betätigung des Seitensteuers parieren läßt, so daß theoretisch ein Zwei-Wright-Apparat mit nur einem laufenden Propeller würde fliegen können!

Es gibt aber auch ein Mittel, das Arbeiten mit einem Propeller überhaupt unmöglich zu machen, nämlich den Antrieb beider Propeller mittels nur einer Kette. Es sei bemerkt, daß einen solchen Antrieb die Deutsche Wright-Gesellschaft bereits vor ca. 2 Jahren in Erwägung gezogen hatte. Savary benutzt mit bestem Erfolg einen solchen Antrieb an seinem Zweidecker. (Beschreibung und Zeichnung s. Heft 5, S. 76, Fig. 8.) Gegenwärtig führt die Wright-Gesellschaft einen Einkettenantrieb aus. Die Fig. 1 zeigt schematisch diese Konstruktion,

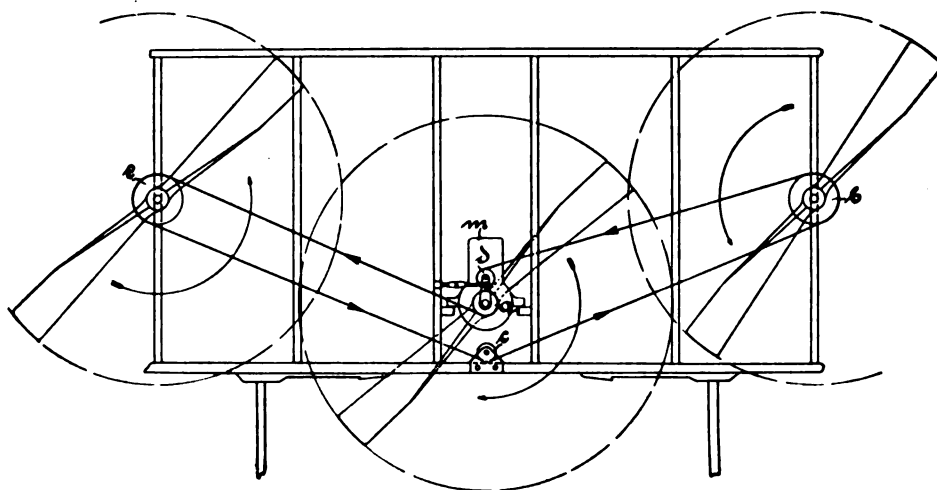


Fig. 2. Antrieb der 2 seitlichen Propeller durch 1 Kette und direkter Antrieb eines mittleren Propellers.

m Motor, a Kettensrad auf der Motorwelle, b, c Kettensräder auf den seitlichen Propellerwellen, d Führungsrolle, e Spannrolle für die Kette.

welche gegenüber der Konstruktion von Savary den Vorteil hat, daß die Kette mit mehreren Zähnen der beiden Kettensräder a, c auf der Motorwelle in Eingriff steht. Die Kette läuft zuerst über das kleine Zahnrad a, welches mit dem gleich großen, daneben liegenden Zahnrad c ein gemeinschaftliches Stück auf der Motorwelle bildet. Von da aus geht die

selbe zum Zahnkranz *b*, welcher auf der Propellerwelle sitzt, von diesem zurück zu dem erwähnten Zahnrad *c*, dann weiter über das Zwischenrad *d* zum Zahnkranz *e*, welcher auf der anderen Propellerwelle sitzt und zurück über das Zwischenrad *f* zum Zahnrad *a*.

Hierzu gehört auch ein Propellerantrieb, den der Herausgeber auf Anregung von Herrn H. Golde konstruierte. Hierbei ist ein Propeller in der üblichen Weise direkt auf der Motorwelle aufgekeilt. Das vordere Ende der Motorwelle trägt ein Kettenrad und treibt mittels Kette zwei seitliche Propeller an. Die Anordnung ist so getroffen, daß sich die seitlichen Propeller in entgegengesetztem Sinne als die Motorwelle mit dem mittleren Propeller drehen. Diese sind ins langsame übersetzt und leisten zusammen ebensoviel als der Propeller auf der Motorwelle. Es heben sich die Gegendrehmomente der Propeller danach auf. Diese letztere Anordnung war für große Flugzeuge (Zweidecker für drei und mehr Personen) gedacht und dürfte auch für solche Flugzeuge vorteilhaft sein. (Fig. 2.)

Frs. V.

Benekesche Preisstiftung.

Die philosophische Fakultät der Universität Göttingen hat alljährlich einen von dem Philosophen B e n e k e gestifteten Preis zu vergeben für eine wissenschaftliche Arbeit, deren Thema sie stellt. Das Thema dieses Jahres betrifft die Frage des Flüssigkeitswiderstandes, und dürfte deshalb den Lesern dieser Zeitschrift von Interesse sein. Es lautet:

»Die Fakultät wünscht eine möglichst geschlossene Darstellung des Gesamtgebietes des Flüssigkeitswiderstandes von einem hydrodynamischen Standpunkte aus. Auf die Förderung unserer Kenntnis vom Widerstand bewegter Körper in Flüssigkeiten und vom Widerstand der Flüssigkeiten in Rohrleitungen und Kanälen durch einige Arbeiten des Verfassers, sei es theoretischer, sei es experimenteller Art, wird dabei besonderer Wert gelegt werden.«

Bewerbungsschriften sind in einer der modernen Sprachen abzufassen und bis zum 31. August 1914, auf dem Titelblatt mit einem Motto versehen, an die Fakultät einzusenden, zusammen mit einem versiegelten Briefe, der auf der Außenseite das Motto der Abhandlung und innen den Namen, Stand und Wohnort des Verfassers anzeigt. In anderer Weise darf der Name des Verfassers nicht angegeben werden. Auf dem Titelblatt muß ferner die Adresse verzeichnet sein, an welche die Arbeit zurückzusenden ist, falls ihr ein Preis nicht zuerkannt wird.

Der erste Preis beträgt M. 1700, der zweite M. 680. Die gekrönten Arbeiten bleiben unbeschränktes Eigentum ihrer Verfasser.

Die Bekanntmachung der zuerkannten Preise erfolgt am 11. März 1915 in öffentlicher Sitzung der philosophischen Fakultät in Göttingen.

Flugschau.

Neue Höhenrekorde wurden während der »Internationalen Flugwoche« in Wien auf dem Flugplatz »Aspern« aufgestellt. Die Flugwoche, welche im Anschluß an die Internationale Flugausstellung stattfand, dauerte vom 23. Juni bis 30. Juni. Die Beteiligung war sehr gut, auch seitens des Auslands, namentlich Frankreichs. Die Veranstaltung war vom Wetter ziemlich begünstigt und wurde vom besten Erfolg gekrönt. Allerdings waren am ersten Tage einige Unfälle zu beklagen. Der größte Erfolg wurde nicht, wie erwartet, von den Franzosen, sondern von den Österreichern erreicht, indem Csakay (Oberleutnant v. Blaschke), der auch beim Fernflug Berlin—Wien sehr gut abschnitt, indem er zweiter wurde, neue Weltrekorde im Höhenflug aufgestellt hat. Am 23. Juni erreichte er mit zwei Fluggästen eine Höhe von 3500 m, der zweite Fluggast war dabei durch einen Sandsack von 65 kg ersetzt, was nach den Bestimmungen gestattet ist. Es sei hierzu bemerkt, daß bis dahin der Weltrekord mit zwei Fluggästen von dem Franzosen Prévost mit nur 220 m gehalten wurde. Die Franzosen Garros auf Blériot und Bedell auf Morane-Saulnier erreichten ohne Fluggast 3200 m.

Am 30. Juni erreichte Csakay mit einem Fluggast eine Höhe von 4260 m und stellte damit einen neuen Weltrekord auf. Damit überbot er selbst den Weltrekord ohne Fluggast, den bis dahin Garros mit 3910 m hielt (aufgestellt am 4. Oktober 1911). Bemerkenswert ist, daß diese Leistung mit einem Zweidecker (Lohner-

Daimler mit 100 PS Austro-Daimler-Motor) erreicht wurde. Die größte Steiggeschwindigkeit erreichte Nieuport, der in 5 Minuten 30 Sekunden bis auf 1000 m stieg, also über 180 m pro Minute. Den Dauerflugpreis gewann der Franzose Barrier (Blériot) mit 2 Std. 31 Min. 24 Sek. Den Preis für die Gesamtdistanz gewann Sablatnig (Nieuport) mit 771,4 km. Neu für Flug-Wettbewerbe waren der Preis für den schnellsten Kreisflug, den der Franzose Bathiat (Sommer) mit einem Kreisflug in 13 Sek. gewann, und der Preis für die größte Differenz in der Fluggeschwindigkeit, den der Franzose Bedell (Morane-Saulnier) gewann. Seine Zeitdifferenz zwischen schnellstem und langsamstem Flug betrug 15,1 Sek., was, auf die Stunde gerechnet, eine Differenz in der Flugstrecke von 32 km ergeben würde.

An den Wettbewerb schloß sich noch ein Werfen mit Sandbomben nach einer auf den Boden gezeichneten Scheibe. Diese Zielscheibenkonkurrenz brachte keine sehr guten Ergebnisse. Der beste Wurf war ein Wurf von Garros mit 3,2 m vom Zentrum. Viele Sandbomben fielen außerhalb der Scheibe nieder.

Während der Flugwoche in Leipzig vom 1. bis 7. Juli stellte Hirth auf dem neuen Rumpler-Eindecker (95 PS-Mercedes) am 6. Juli einen Höhenrekord ohne Fluggast mit 4100 m auf. Hirth wäre noch höher gestiegen, aber sein Barograph hatte keine weiter reichende Skala. Damit ist der Weltrekord von Garros und der deutsche Rekord von Caspar (3240 m in Kiel am 19. Juni) offiziell geschlagen. Hirth war von Johannisthal nach Leipzig auf dem gleichen Flugzeug geflogen. Trotzdem er allein flog, konnte er sich gut orientieren und brauchte für die 150 km lange Strecke nur 1 Stunde 35 Minuten. Ebenfalls in Leipzig stellte Oelerich auf Zweidecker der Deutschen Flugzeugwerke einen neuen Dauerrekord mit zwei Fluggästen auf, indem er 2 Std. 41 Min. flog (Pietschker 2 Std. 19 Min. auf Albatros am 1. Okt. 1911).

Einen Schnelligkeitsrekord mit Fluggast stellte Legagneux am 5. Juli auf Zens-Eindecker (80 PS-Gnome-Motor) auf. Die Zeiten sind:

10 km in 4 Min. 55 $\frac{1}{2}$ Sek.	50 km in 23 Min. 59 Sek.
20 „ „ 9 „ 32 „	100 „ „ 48 „ 3 $\frac{1}{2}$ „
30 „ „ 14 „ 21 $\frac{1}{2}$ „	124,4 „ „ 1 Std.
40 „ „ 19 „ 9 „	150 „ „ 1 „ 13 Min. 4 Sek.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. B. 57 434. Flugzeug mit zwei gegenläufigen gemeinsam um eine senkrechte Achse verstellbaren Schrauben und in der Querrichtung gewölbter Tragfläche. Paul Behrens, Tacoma, Wash., V. St. A.; Vertr.: C. W. Fehlert, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. A 9. 2. 10. E 24. 8. 12.

77 h. R. 29 804. Vorrichtung zur Erzielung einer hin- und hergehenden Bewegung für die Antriebsorgane von Flugzeugen. Waldemar Rode, Gühringen, Kr. Rosenberg, W.-Pr. A 10. 12. 09. E 24. 8. 12.

77 h. S. 30 966. Flugzeug mit paarweise vorn und hinten angeordneten Steuerflächen. James Joseph Slavin, Los Angeles, Calif., V. St. A.; Vertr.: N. Nähler u. F. Seemann, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 28. 2. 10. E 24. 8. 12.

77 h. E. 16 128. Fahrgestell für Flugzeuge. Robert Esnault Pelterie, Billancourt, Frankr.; Vertr.: M. Mintz, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. A 19. 8. 10. E 27. 8. 12.

77 h. R. 32 392. Verfahren und Vorrichtungen zur Gleichgewichtsherstellung von Fahr- insbesondere Luftfahrzeugen. Dr. Ludwig Reilstab, Berlin-Südende, Stephanstr. 16. A 24. 1. 11. E 27. 8. 12.

77 h. V. 10 019. Luftschiff mit unter der Ballonhülle befestigtem, die Antriebs- und Steuerorgane sowie die Gondel tragendem Versteifungsgerüst. Luftschiffbau Veeh G. m. b. H., München. A 20. 4. 11. E 27. 8. 12.

77 h. R. 33 689. Propeller für Luftfahrzeuge mit unstarren Flügeln aus Metall. Otto Reuter, Bitterfeld. A 27. 7. 11. E 1. 9. 12

40 c. C. 20 803. Umlaufschmierung für Verbrennungskraftmaschinen mit kreisenden, einfach wirkenden Zylindern, welche mit ihrem Verbrennungsraum der Maschinenachse zugekehrt sind. Enrique Juan Conill, Paris; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 24. 1. 11. E 24. 8. 12.

40 c. S. 32 546. Pleuelstangenausbildung für Verbrennungskraftmaschinen mit umlaufenden Zylindern und feststehender Kurbelwelle. Société Anonyme des Constructions aériennes Rossel-Peugeot, Sochaux, Frankr.; Vertr.: C. Röstel u. H. Korn, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 9. 11. 10. E 13. 8. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 11. 6. 10 anerkannt.

Patent-Erteilungen.

46 c. 248 491. Ventilsteuerung für Verbrennungskraftmaschinen mit strahlenförmig angeordneten Zylindern. Société Anonyme des Constructions Aériennes Rossel-Peugeot, Sochaux, Doubs, Frankr.; Vertr.: C. Röstel u. R. H. Korn, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. 10. 11. S. 32 547.

46 b. 248 709. Sicherheitsregler für Explosionskraftmaschinen. Luftfahrzeug-Motorenbau G. m. b. H., Friedrichshafen a. B. 14. 11. 11. L. 33 349.

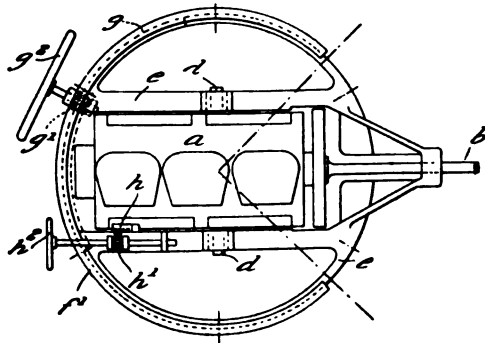
46 c. 248 713. Magnetzündvorrichtung für Mehrzylinderexplosionskraftmaschinen mit rotierenden Zylindern. Charles Benjamin Redrup, Cardiff, Engl.; Vertr.: Henry E. Schmidt, Dr. W. Karsten u. Dr. C. Wiegand, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. 23. 6. 11. R. 33 446.

46 c. 249 340. Befestigung von Wassermänteln auf den Zylindern von Kreiselmotoren. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennigsenstr. 21. 9. 11. 11. W. 38 430.

46 c. 249 341. Kolbenkühlvorrichtung für Kreiselmotoren. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennigsenstr. 21. 12. 11. 11. W. 38 464.

Auszüge aus den Patentschriften.

243 732. Luftschiff, bei welchem die Maschine gemeinsam mit ihrem angeschlossenen Propeller gegenüber dem Luftschiffkörper in der wagerechten Ebene gedreht werden kann. Aladar de Bajza in London. — Der Motor *a*, die Welle *b* und der Propeller *c* sind auf Zapfen *d* einer Plattform *e* gelagert, die mittels einer kreisförmigen Zahnstange *g* und eines Rades *g*¹ auf dem Gleis *f* gedreht werden kann. Das Rad *g*¹ wird durch ein Handrad *g*² gedreht; die Plattform *e* umgreift eine Führung *f*¹. Das mit der kreisförmigen Zahnstange *g* kämmende Zahnrad *g*¹ ist derart auf seiner Welle verschiebbar angeordnet, daß es mittels eines Fußtritts außer Eingriff mit dem Zahnkranz *g* gebracht werden kann.



Zu Nr. 243 732.

243 931. Flugzeug, bei dem der Motor mit der Antriebsschraube schwingbar an den Tragflächen aufgehängt ist. Paul Schmitt in Paris. An der Achse 4 ist das durch die Motorgruppe, die Antriebsvorrichtung, die Steuervorrichtung, die Sitze der Fahrgäste, kurz alles aufgehängt, was nicht zur Tragfläche gehört. Dieses Ganze ist auf einen Rahmen gesetzt, der durch drei aus Röhren 7-8-9, 7'-8'-9', 7''-8''-9'' hergestellte Dreiecke gebildet ist. Die Dreiecke stehen durch eine unmittelbar den Motor und die Antriebsvorrichtung tragende geeignete Versteifung miteinander in Verbindung.

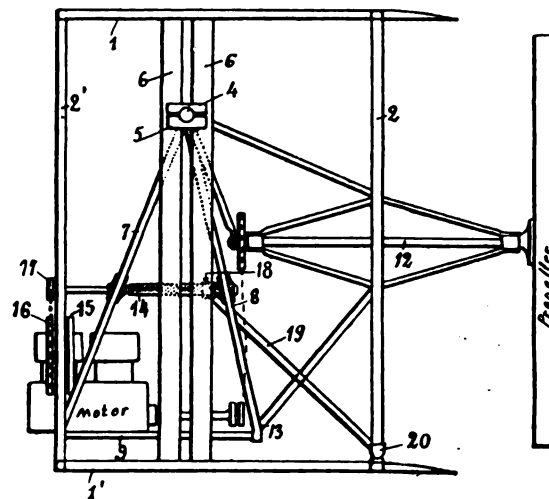
Die Dreiecke 7-8-9, 7'-8'-9' usw. sind bei 10-10'-10'' fest mit der sich mit den Verstrebungen bewegenden Achse 4 verbunden, an deren Enden bei 11 auch die Dreiecke festsitzen, welche die Propellerwellen 12 tragen. Das Propeller- und das Motorsystem bilden ein mit ihrer Tragachse 4 fest verbundenes, starres Ganzes, während das Tragflächensystem sich frei um dieselbe drehen kann.

Daraus ergibt sich die Verstellbarkeit der Neigung der Tragflächen gegen die Antriebsrichtung.

Die Neigungsänderungen werden wie folgt bewirkt: Auf dem mittleren Dreieck 7'-8'-9' ist in passender Höhe parallel zur Antriebsachse eine Spindel 14 angeordnet, die vom Führer mittels eines Handrades 15 gedreht wird. Das Handrad 15 trägt ein durch eine Kette mit einem Zahnrad 17 verbundenes Kettenrad 16. Auf die Spindel, auf deren Ende das Zahnrad 17 aufgekittet ist, ist eine mit Zapfen versehene Mutter 18 aufgeschraubt. An diese Zapfen sind Stangen 19 angelenkt, die mittels Gelenkes 20 unten mit den hinteren, mittleren, die Tragflächen versteifenden Streben 2 verbunden sind. Daraus ergibt sich, daß jeder Verschiebung der Mutter 18 auf der Spindel 14 eine Mitnahme der Punkte 20 entspricht, wodurch das ganze Tragflächengerüst um die Achse 4 gedreht und die Neigung der Flächen gegen die Propellerachse geändert wird.

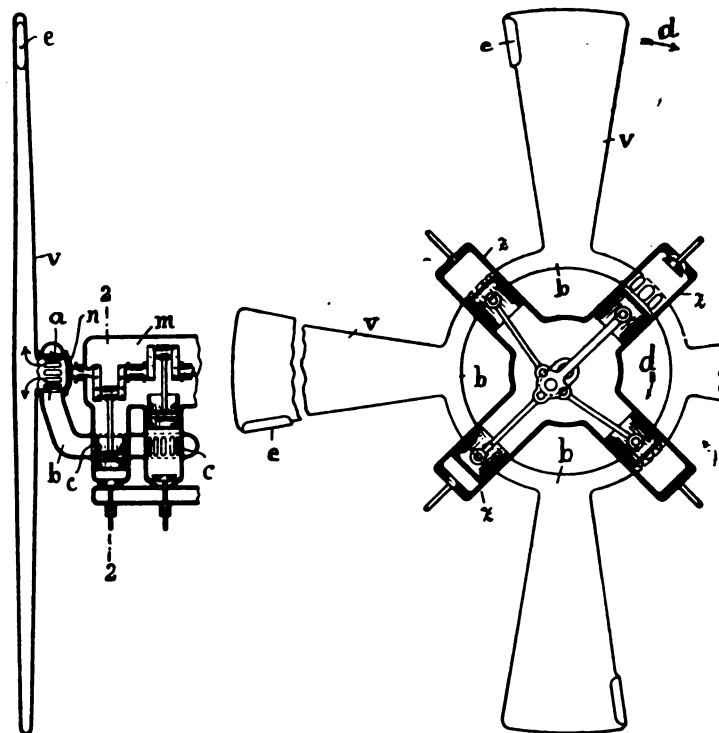
Die Höhe des Aufhängepunktes für das durch die Aufhängung des Motors gebildete Pendel ist über dem Druckmittelpunkt im

Verhältnis zur Ausdehnung der Tragflächen in der Längsrichtung des Flugzeuges so bemessen, daß beim Verstellen des Motors um seine Schwingachse die Schräglage der Tragflächen sich so ändert, daß die Schwerlinie bei den in Frage kommenden Verstellungen von etwa 18 dauernd durch den Druckmittelpunkt der Tragflächen geht.



Zu Nr. 243 931.

243 783. Einrichtung an zum Antrieb von Luftschrauben dienenden Zweitaktmotoren. Max Bartha und Joseph Madzsar in Budapest. — Die Verbrennungsgase werden durch den Propellerluftstrom aus den Zylindern abgesaugt. Die Flügel der Luftschraube sind hohl ausgeführt. Der Hohlraum der Flügel ist in der Nähe der Nabe mit den Ausströmöffnungen des Motors verbunden und mündet in der Nähe des äußeren Endes der Flügel in der freien Luft.

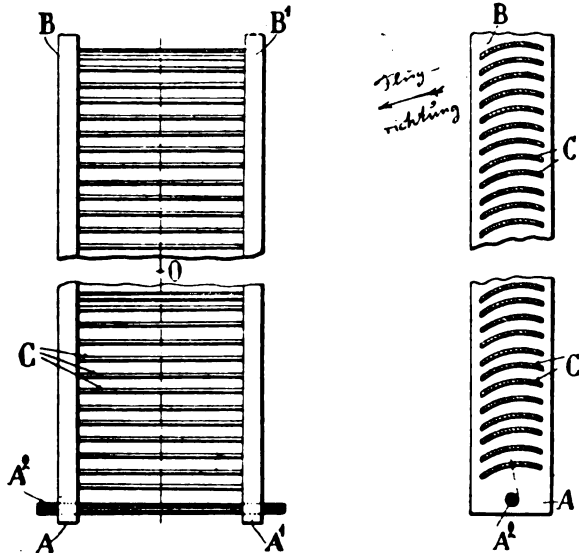


Zu Nr. 243 783.

244 033. Tragvorrichtung für Drachenflieger mit einer großen Anzahl schmaler, übereinander angeordneter, gekrümmter Tragflächen. Paul Louis Maurice Caron in Paris. — Die Tragfläche besteht aus den aufrechten Tragpfosten *A B* und *A' B'*, welche durch eine große Anzahl (1000 und mehr) übereinander liegender schmaler Leisten oder Schaufeln verbunden sind. Der Abstand zwischen den einzelnen Tragflächenschaufeln und ihre Breite im Sinne der Flugrichtung ist eine sehr geringe; beispielsweise beträgt die Breite 10 mm und die Entfernung zwischen den einzelnen Leisten 5 mm. Das Profil der Leistenkrümmung kann ein Kreisbogen sein, doch kann an dessen Stelle auch eine andere Kurve treten, welche den Luftteilchen, die der Krümmung dieser Kurve folgen, eine konstante vertikale

Beschleunigung erteilt. Diese als Tragfläche dienende Vorrichtung ist mit der zu tragenden Last, d. h. also dem Flugzeugkörper, durch eine Achse A^2 verbunden, um welche sich die gesamte Tragflächen-Gruppe drehen kann. Der Ausschlag dieser Drehung kann durch eine geeignete Dämpfervorrichtung wie eine Feder begrenzt werden.

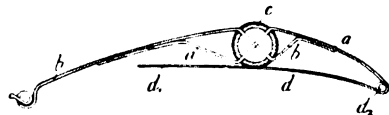
Die Tragvorrichtung kann mit starrem Rahmen ausgeführt werden, oder auch diese können aus Teilen gebaut sein, die teleskopartig ineinandergeschoben werden können, um den Transport zu



Zu Nr. 244 933.

erleichtern. Sie können auch aus kettenartigen gelenkigen Gliedern zusammengesetzt sein, um bei Nichtgebrauch aufgerollt zu werden.

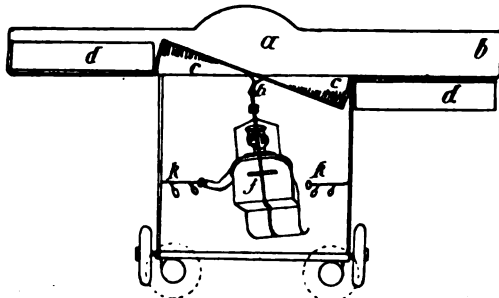
242 981. Flügel für Flugmaschinen. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H. in Berlin. — Die aus übereinander liegenden Stahldrähten bestehenden Rippen a b schließen bündig mit der oberen Kante des Holmes c ab. Eine zweite Schar



Zu Nr. 242 981.

elastischer Rippen d , die bündig mit der unteren Kante des Holmes c abschließen, sind an dem der Bewegungsrichtung zugekehrten Ende d^2 mit den oberen Rippen fest verbunden, am anderen Ende d^1 dagegen frei.

245 824. Flugzeug mit einem den Führersitz tragenden Pendel. Eugen Schmid und Heinrich Bauer in Freudenstadt, Württ. — Beim Schwingen des Führersitzes f wird in bezug auf das Flugzeug die hintere Schwanzfläche c um eine Querachse verwunden, wobei gleichzeitig auch die seitlichen



Zu Nr. 245 824.

Steuerflächen d zur Erhöhung des dadurch erzielten Drehmoments entsprechend eingestellt werden.

Der Führer kann dadurch, daß er sich an Haltern k nach rechts oder links zieht, das Flugzeug zum Schrägstellen und zum Kurvenfahren bringen. Ebenso kann sich der Flugzeugführer durch ein Kardangelenk nach vorn und hinten verschieben und diese Verschiebbarkeit zur Steuerung benutzen.

Bücher-Besprechungen.

»Der Luftverkehr« von Professor Dr. K. Schreiber; 26 Abbildungen. Theodor Thomas' Verlag, Leipzig. Preis 40 Pf., geb. 65 Pf. — Ein unscheinbares Heftchen, das sich aber durch seinen außerordentlich reichen Inhalt sehr bald recht viel Freunde erwerben dürfte. Professor Schreiber hat in knapper, sachlicher und doch ausführlicher Weise die notwendigen Daten über Freiballone, Luftschiffe und Flugzeuge zusammengefaßt. Im Hinblick auf den geringen Preis unterblieb es, den Text so durch reichliche Abbildungen zu unterstützen, als es wünschenswert wäre. Den Schluß der kleinen Schrift bildet eine kleine Beschreibung des ersten Fluges, den der Verfasser mit der bekannten ersten deutschen Flugzeugführerin, Fräulein Beese, unternommen hat, und der recht hübsch die Eindrücke eines Fluggastes vor Augen führt.

Von dem gleichen Verfasser sind im Auftrage der Deutschen Naturwissenschaftlichen Gesellschaft (Naturwissenschaftlich-Technischen Volksbücherei) erschienen:

»Die Verkehrsmittel der Straße« und »Der Verkehr« (Preis je 20 Pf.). In letzterem kleinen Heft ist die wirtschaftliche und sozialpolitische Bedeutung der Verkehrsmittel besprochen und verglichen, ferner die Konkurrenz der verschiedenen Verkehrsmittel und der Einfluß des Verkehrs auf unsere Entwicklung. Auch dieses kleine Werk kann bestens empfohlen werden.

»Unser Luftreich — Unsere Zukunft« von Hans-Waldemar von Herwarth. Verlag Continent Berlin W. 15. Preis broschiert M. 1,50. — Der in Luftfahrerkreisen bestens bekannte Verfasser bespricht in diesem Werke die Luftfahrt vom militärischen Gesichtspunkte aus. Er würdigt jedoch auch die Frage der Luftfahrt als wichtiges Kulturproblem, wenn nicht als das wichtigste Problem überhaupt, denn die Beherrschung des grenzenlosen Luftmeeres bedeutet in der Tat mehr, als ein kriegstechnisches Angriffs- oder Verteidigungsmittel. Der Reinertrag wird der wissenschaftlichen Kommission des deutschen Luftfahrerverbandes überwiesen.

»Theorie und Berechnung von Motorluftschiffen« von Dipl.-Ingenieur C. Eberhardt, Ingenieur beim Kgl. Preuß. Luftschifferbataillon, Berlin. Verlag v. M. Krahn, Berlin W. 57. Preis broschiert M. 10,—, gebunden M. 11,50. — Das Buch behandelt in übersichtlicher Weise die Berechnung und Konstruktion von Motorluftschiffen (Prallschiffen) und Freiballonen. Der Verfasser geht von dem Standpunkt aus, daß die Kenntnis des Freiballons, d. h. seiner Konstruktion und seiner Führung eine unbedingt notwendige Grundlage für den Luftschiffkonstrukteur ist. Nach der Behandlung der allgemeinen Gasgesetze folgt zunächst eine Besprechung über die Konstruktion und Ausrüstung des modernen Freiballons; das Verhalten dieser Ballone in verschiedenen Höhenschichten usw. führt dann zum Kapitel der Ballonnetts. Sehr ausführlich sind die Ventile besprochen und berechnet und durch Konstruktionsangaben ergänzt. Bei den folgenden Kapiteln über Ballonformen und Fahrwiderstand wäre ein näheres Eingehen auf neuere wissenschaftliche und experimentelle Untersuchungen angebracht (Göttingen). Die Betrachtungen über Schwerpunktslagen, Aufhängung der Gondel, Berechnung unstarrer Ballonkörper sind vorzüglich geschrieben, ebenso der Einfluß der Gondelaufhängung auf Stabilität und Überdruck des Ballons. Beim Kapitel »Schrauben« verweist der Verfasser auf sein Werk über »Berechnung der Luftschrauben« und behandelt die Parsevalsche Gondelverschiebung. Die praktisch und theoretisch vollkommene Wirkung dieser genialen Aufhängung ist eingehend gewürdigt. Auch das Kapitel über die Anordnung der Einzelteile in der Gondel ist sehr lehrreich. Bedauerlich ist, daß der Verfasser auf die Konstruktion halbstarrer Luftschiffe, die er als Leiter der Werkstatt des Luftschifferbataillons doch am besten kennt, nicht eingeht. Das Buch kann allen Fachleuten bestens empfohlen werden.

»Triumph der Luftschiffahrt« von Graf Henry de La Vaulx; 1. Bd. mit 300 Abbildungen und Zeichnungen; brosch. Frs. 12,—, geb. Frs. 16,—. Verlag: I. Tallandier, 75 Rue Dareau, Paris. Dieses neue Werk des bekannten Luftschiffers gibt einen Überblick über die Entwicklung der Luftfahrt. Graf de la Vaulx sagt mit Recht, daß die praktischen Fortschritte der Luftfahrt in ihren verschiedenen Zweigen wirklich erst seit zehn Jahren bestehen. Er zeigt uns zunächst die sportlichen und wissenschaftlichen Anwendungen des Freiballons, des ältesten Luftfahrzeuges, dann die Verbesserungen der Luftschiffe, im Anfang ein einfaches Fahrzeug, das sich noch stark an den Freiballon anlehnt, sich aber bald zu einem ausgezeichneten Instrument für militärische Zwecke entwickelt.

Im zweiten Teil zeigt er uns die Flugzeuge und Drachen. Die theoretischen und technischen Betrachtungen sind auf das notwendigste beschränkt.

Das Werk ist also in erster Linie für Nichtfachleute geschrieben und kann allen empfohlen werden, die sich für die Entwicklung der Luftfahrt, namentlich des Freiballons und Luftschiffes in den letzten 10 Jahren interessieren.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER

ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS

DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEHR	DR.-ING. H. FÖTTINGER	DR. N. JOUKOWSKY	DR.-ING. H. REISSNER
DR.-ING. F. BENDEMANN	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG	PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR. R. EMDEN	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL	R. KNOLLER	DR. C. RUNGE
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG L. E.	PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. S. FINSTERWALDER	DR. FRITZ HUTH	DR.-ING. A. VON PARSEVAL	A. WAGENER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	GEH. REG.-RAT E. JOSSE	PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

27. Juli 1912.

Heft 14.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24-maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.) S. 181.

Ein einfacher Winddruckschreiber. Von G. v. d. Borne. S. 188.

Der Hamburger Luftschiffhafen. Von Alb. G. Krueger. S. 189.

Wertungsformel für Flugleistungen. Diskussion im Reichsflugverein. Von Dr. Viktor Quittner, Ingenieur. S. 191.

Patentschau. S. 192.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann, Lindenberg. (Fortsetzung.)

7. (Forts.). Weitere Versuche mit Flügelprofilen verschiedener Eintrittsrundung und Saugseitenform, zugleich mit gewölbter Druckseite.

Bei der zuletzt mitgeteilten Serie VI¹⁾ war außer der Umrißform und Flügelbreite noch ein Maß unverändert belassen, dem man beträchtlichen Einfluß auf die Wirkung beizumessen geneigt ist, nämlich dem Kantenwinkel ε_a an der hinteren, austretenden Kante des Flügels. Es schien erwünscht, doch auch bei anderen Größen dieses Winkels wenigstens einige solche Versuche anzustellen, um zu erfahren, ob sich dabei wesentlich andere Verhältnisse ergeben. Es zeigte sich bald, daß das nicht in hohem Maße der Fall ist, deshalb sind die folgenden Serien Nr. VIII, X und XI bald abgebrochen worden. Serie VIII enthält nur 3, Serie X enthält 6 und Serie XI nur 2 Formen, wobei jeweils die erste mit dem Segment- bzw. Sichelprofil, schon von den diesbezüglichen Versuchen (Serie IV) her vorhanden war.

Gleichzeitig sind nun aber die neuen Formen, ebenso wie damals die Segmentformen auch mit der Abänderung untersucht worden, daß an Stelle der ebenen Druckseite die kreisbogenförmige Wölbung benutzt wurde, die bei dem zugrunde liegenden Sichelprofil der Serie IV vor-

handen war (vgl. ds. Zeitschr. 1911, S. 149 u. f.). Die Serien bzw. Formen mit gewölbter Druckseite tragen die Bezeichnung VIIIa, Xa, XIa, zum Unterschied von den ebenen VIII, X, XI. Die Bezifferung der einzelnen Flügel innerhalb jeder Serie nach der Reihenfolge ihrer, sich aus den Versuchen ergebenden Güte, ist weiterhin nicht beibehalten worden, doch sind die Formen in den beigegebenen Zahlenzusammenstellungen ungefähr nach der Güte untereinander gestellt.

Die ursprünglichen Messungsergebnisse sind in der gewohnten Weise in Gestalt der ρ - und η -Darstellungen als Funktion des Anstellwinkels α , wiedergeben; dabei sind möglichst die Formen mit ebener und gewölbter Druckseite auf einem Blatt vereinigt, um unmittelbaren Vergleich zu geben. Die Meßpunkte sind fortgelassen soweit die Kurven schon aus den früheren Serien stammen.

Serie VIII; $\varepsilon_a = 12,3^\circ$.

Bei dieser Serie diente das Sichelprofil Nr. 3 der früheren Serie IV als Grundlage. Der Eintrittskantenwinkel ε_a beträgt $12,3^\circ$, ist also fast doppelt so groß als bei der zuletzt besprochenen Serie VI ($6,5^\circ$).

Die drei Profilformen, Fig. 100, sind sämtlich vorn sehr flach und entsprechen den ungünstigsten Arten der Serie VI, (deren Ergebnisse bei Disposition dieser gleichzeitig geführten Serien noch nicht vorlagen.) Nr. 1 ist die scharfe Segment- bzw. Sichelform; bei 2 und 3 geht die kreisförmige vordere Abrundung sehr rasch in einen flachen Bogen über. Nach den Ergebnissen von Serie VI ist also zu erwarten, daß die Formen sich für hohe Kraftausnutzung eignen, aber geringe Flächenausnutzung und

¹⁾ Ds. Zeitschr. 1912, Heft 13.

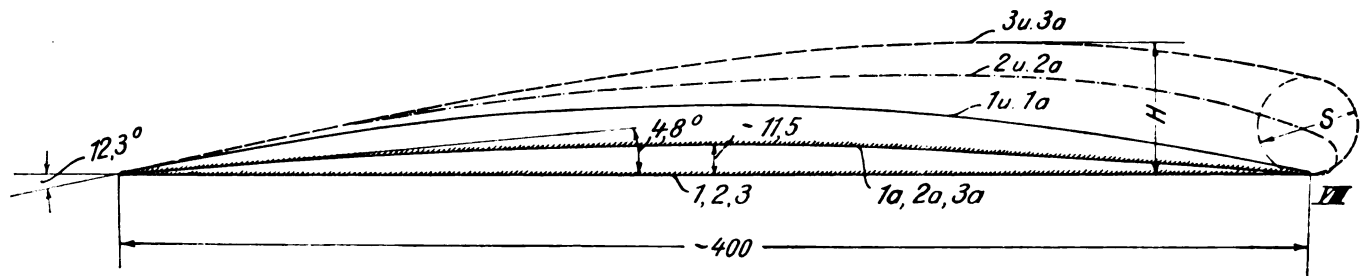


Fig. 100. Serie VIII und VIIIa. Profilformen.

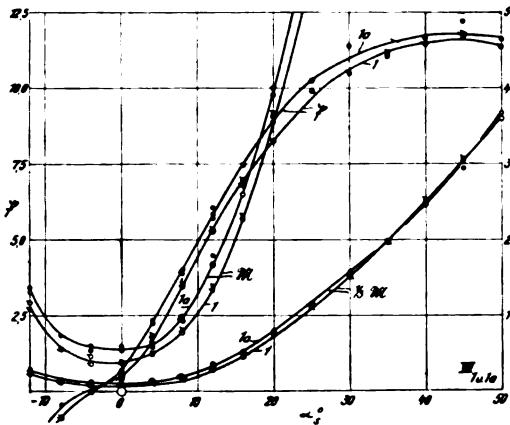


Fig. 101.

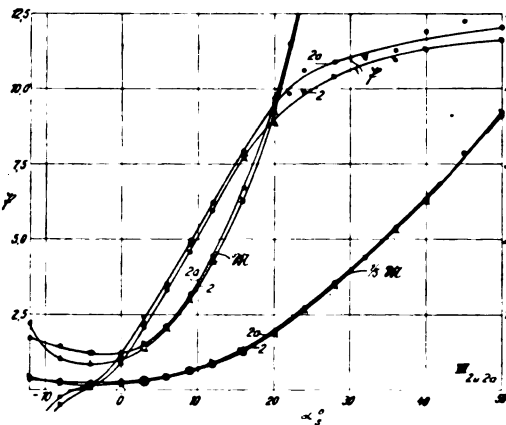


Fig. 102.

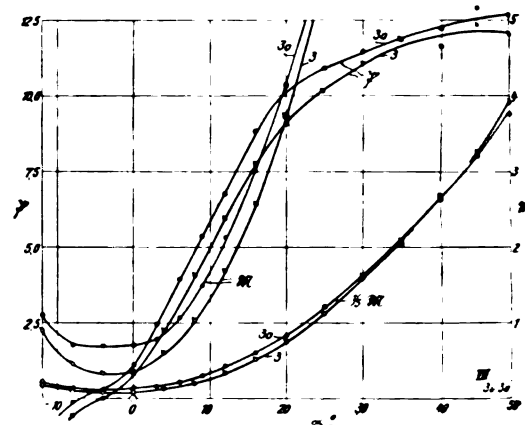


Fig. 103.

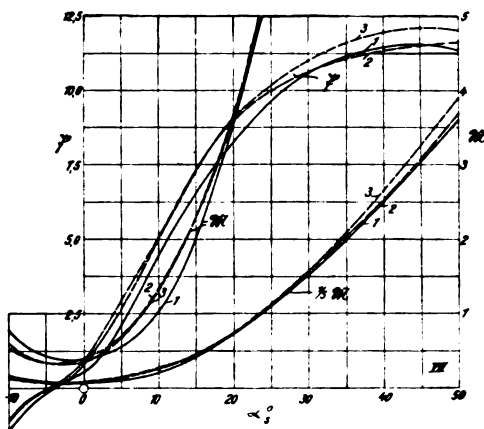


Fig. 104.

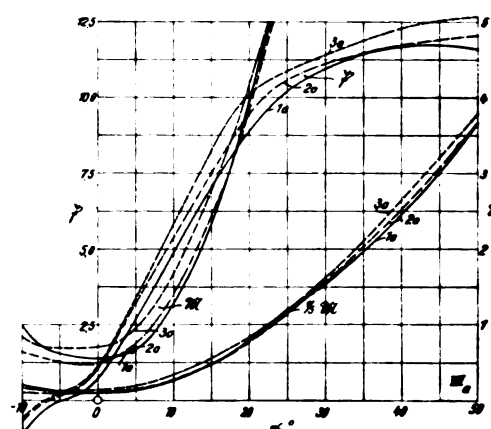


Fig. 105.

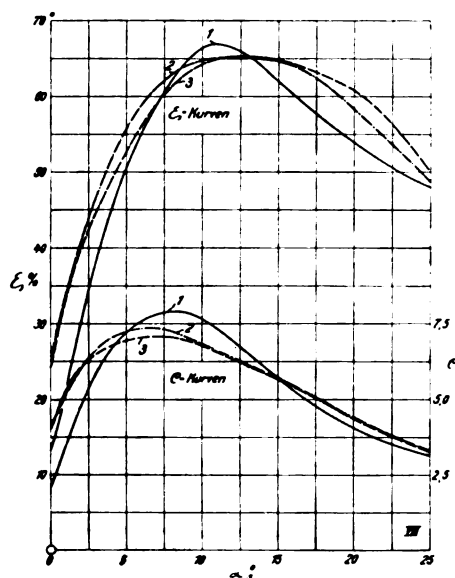


Fig. 106.

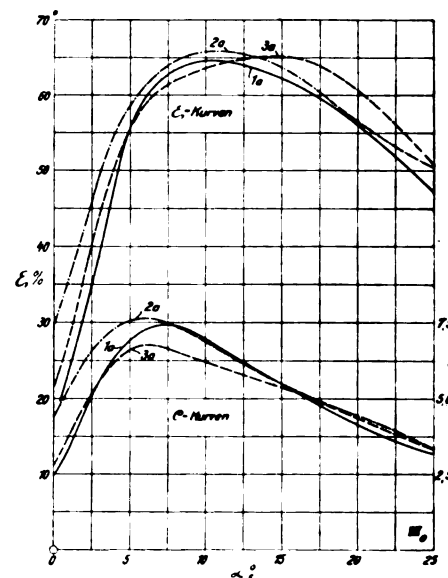


Fig. 107.

Fig. 100 bis 107. Serie VIII und VIIIa. Versuchskurven und Zusammenstellungen.

Tabelle 8. Übersicht zu Serien VIII und VIII a.

	Profil Nr.	Bezeichnung	Höhe <i>H</i> mm	Ab- rundung <i>S</i> ₀ mm	ζ_{\max} %	und zugehöriges			Bereich mit 62%		Aus- dehnung Grad	<i>C</i> _{max}	und zugehöriges		
						<i>C</i>	ρ	α_0	Untere Grenze α_0	Obere Grenze α_0			ζ_{\max} %	ρ	α_0
Profile nach Fig. 108 mit ebener Druckseite	1	Kreissegment vgl. IV 3, <i>eOk</i>	24,0	~ 0	67,0	7,4	0,47	10,8	8,0	15,0	7,0	7,90	62,7	0,35	8,2
	3	willkürlich ¹⁾	45,0	32,5	65,4	6,1	0,61	13,0	8,3	18,9	10,5	7,10	59,0	0,34	7,0
	2	ungefähr kreis- elliptisch	34,5	12,0	65,3	6,4	0,58	12,0	7,4	17,8	10,5	7,4	60,1	0,35	6,5
dieselben mit gewölbter Druckseite	2a	ungefähr kreis- elliptisch	34,5	12,0	65,9	6,6	0,56	11,0	6,4	16,4	10,0	7,7	61,2	0,35	6,0
	3a	willkürlich	45,0	32,5	65,2	5,4	0,77	14,5	8,0	19,1	11,0	6,8	59,5	0,39	6,3
	1a	Kreissichel IV 3, <i>kOk</i>	24,0	~ 0	64,6	6,9	0,48	10,3	7,1	15,3	8,0	7,4	62,1	0,38	7,8

¹⁾ No. 3 war gewählt nach ähnlichen Verhältnissen, wie der Flügel V in den Vorversuchen (ds. Ztschr. 1910, Nr. 23, Fig. 17, 23 und 30). Dieser war nur halb so breit (200 mm). Daher rührt wohl seine außerordentlich gute Wirkung.

daher auch keinen besseren Gütegrad ergeben als die ganz scharfen Formen.

Die Ergebnisse bestätigen das vollkommen: Bei den Formen mit ebener Druckseite wachsen die ζ nicht über den Höchstpunkt der Werte für die Segmentform 1 hinaus (Fig. 106). Ihr Maximum verbreitert sich nicht so stark, als es bei Anwendung guter, stetiger Formen wohl auch hier zu erwarten wäre.

Wenn die Wölbung der Druckseite hinzutritt, Fig. 107, dann steigert sich, wie zu erwarten war, die Arbeitsaufnahme-fähigkeit und die Flächenausnutzung. Daher überschreiten die Gütegrade der neuen Formen 2a und 3a diejenigen der scharfen Sichelform 1a. Der Unterschied ist aber nicht bedeutend, wie überhaupt innerhalb dieser sechs Formen keine großen Unterschiede weder in C noch ζ zu bemerken sind. Die Flächenausnutzung wächst zunächst etwas durch die Verdickung der Saugseite von 1 nach 3 hin, dann weiter durch Einfluß der Druckseitenwölbung von 1a bis 3a. Die Abnahme der Kraftausnutzung ist ungefähr dementsprechend: denn nach Ausweis der Gütegradwerte sind die Energieverluste in allen Fällen fast gleich. Absolut genommen liegen die Gütegrade etwas höher als bei den entsprechenden Formen der Serie VI. Auch bei Serie IV beobachteten wir, daß die Gütegrade mit der Krümmung der Saugseite, also mit vergrößertem ϵ_a , etwas anwachsen. Die Vermutung liegt daher nahe, daß man den Gütegrad durch stärkere, stetige Wölbung des Saugseitenbogens noch weiter steigern könnte. Die nächste Serie wird darüber einige Auskunft geben.

Serie X; $\epsilon_a = 20,5^\circ$.

Diese Serie ist auf der Grundlage des Sichelprofils Nr. 5 der Serie IV aufgebaut. Hier sind zur Saugseite durchweg stetig geformte, einheitliche Kurven benutzt. (Fig. 108). Im Grenzfall Nr. 6 ist, um einmal ein außerordentlich dickes Profil mit zu untersuchen, die bei Serie VI bewährte, hier aber infolge des großen Austrittskantenwinkels allzu stark anschwellende Form nach der hyperbolischen Spirale einbezogen worden. Sie gibt noch verhältnismäßig wenig verschlechterte Werte von C und ζ , beginnt beim Anstellwinkel Null bereits mit vergleichsweise sehr hohem ρ , dem kein allzu hohes \mathcal{M} gegenübersteht, so daß sich bereits ganz ansehnliche Werte von C und ζ ergeben (Fig. 115, 117, 119). Mit wachsendem α , steigt ζ aber nur wenig an und bleibt durchweg unter den Werten der übrigen Formen. Die Wölbung der Druckseite (6a)

bringt auch hier noch eine beträchtliche Steigerung von ρ und \mathcal{M} hervor. C wird ungefähr entsprechend der verbesserten Flächenausnutzung herabgedrückt, so daß auch im Gütegrad nur ein geringer Unterschied verbleibt. In den ρ - und \mathcal{M} -Kurven der Form 6a (Fig. 114) bemerkt man in der Nähe des Nullpunktes und jenseits desselben eine Erscheinung, auf die wir im nächsten Abschnitt noch des näheren einzugehen haben werden: zum erstenmal begegnen wir Abweichungen von der gewohnten Proportionalität der Luftkräfte mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit. Infolgedessen lassen sich in diesem Bereiche die Proportionalitätsgrößen ρ und \mathcal{M} nicht mehr eindeutig angeben. Die punktierten Linien in Fig. 114 deuten das in bestimmter Weise an.

Bei den übrigen Formen mit stetig gewölbter Ab-rundung der Saugseite, Nr. 2 bis 5, zeigen sich gegenüber den scharfen Segmentprofilen ganz ähnliche Unterschiede, wie nach der Serie VI zu erwarten. Die ρ -Kurven verlaufen wiederum auf ein längeres Stück bis etwa $\alpha_0 = 20^\circ$ fast gradlinig (Fig. 115), die Segmentform fällt rascher von ihnen ab. Bei gewölbter Druckseite, Nr. 2a bis 5a, zeigt sich eine Krümmung der ρ -Kurven (Fig. 116), die wir schon früher auf den Einfluß der Druckseitenwölbung zurückführten. Auch bei den \mathcal{M} -Kurven (Fig. 117 und 118) zeigt sich eine gleiche Tendenz wie früher: das Sichelprofil beginnt oberhalb $\alpha_0 = 20^\circ$ in ungünstigem Sinne von dem bis dahin ungefähr parallelen Verlauf mit den übrigen abzuweichen. Die Formen 2, 3 und 4 haben unter sich ziemlich ähnliche, nach verschiedenen Gesetzen konstruierte Profile. 2 und 3 ergeben durchweg sowohl ohne als mit Druckseitenwölbung sehr nahe beieinanderliegende Kurven; und auch 4 weicht nur in einer Hinsicht wesentlich ab: bei ebener Druckfläche und sehr kleinem Anstellwinkel von etwa 6° ergibt die Form 4 einen Wert von C, der alle übrigen, auch die Segmentform, übertrifft.

Die sonst durchweg an erster Stelle stehende, wenn auch nur in Kleinigkeiten den anderen überlegene Form 5 bzw. 5a hat im vorderen Teil ziemlich ähnliche Verhältnisse, wie die hyperbolische Spiralenform, die sich bei Serie VI mit $6,5^\circ$ Austrittskantenwinkel als die beste gezeigt hatte. Dort wird der Austrittsbogen aber dem hyperbolischen Charakter entsprechend zuletzt schon sehr flach, fast gradlinig, während hier bei dem mehr als dreimal so großen Austrittswinkel die Wölbung im hinteren Teil noch bedeutend stärker bleibt. In der größten Dicke übertrifft die jetzige Form mit 54 mm

die frühere mit 40 mm noch um ein beträchtliches. Die absoluten Werte des höchsten Gütegrades sind aber ungefähr die gleichen, auch Flächen- und Kraftausnutzung sind ihren absoluten Wert nach nicht wesentlich verschieden. Nur die Ausdehnung des günstigen Winkelbereiches mit

$\zeta > 62\%$ ist etwas, um 1° , größer als bei VI; es scheint also nicht, daß man, der vorhin ausgesprochenen Vermutung gemäß, bei den Formen mit größerem ε_a wesentlich über die Gütegradwerte der Formen mit kleinem ε_a hinauskommt; wir müßten denn schon hier ein Optimum

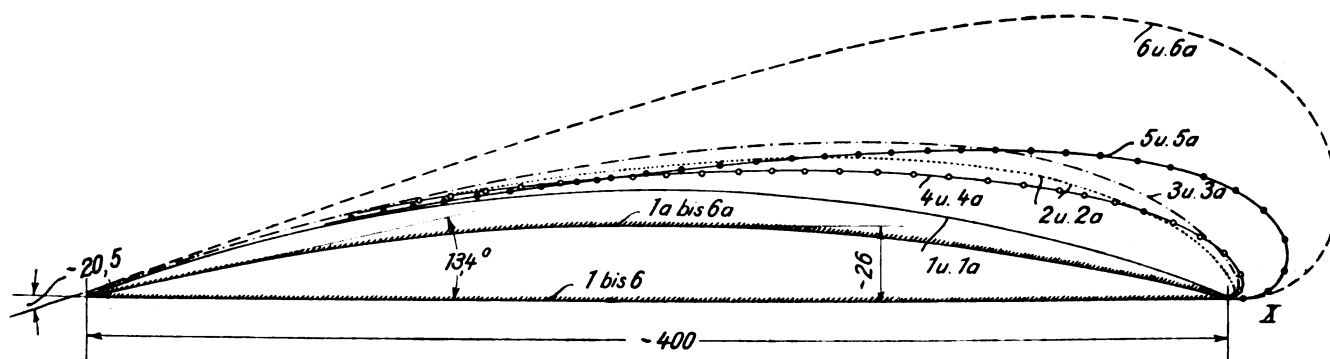


Fig. 108. Profilformen, Serie X und Xa.

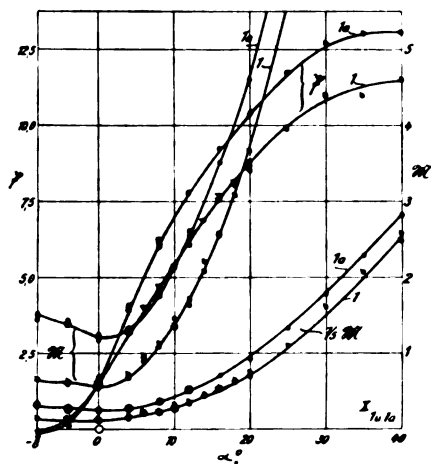


Fig. 109.

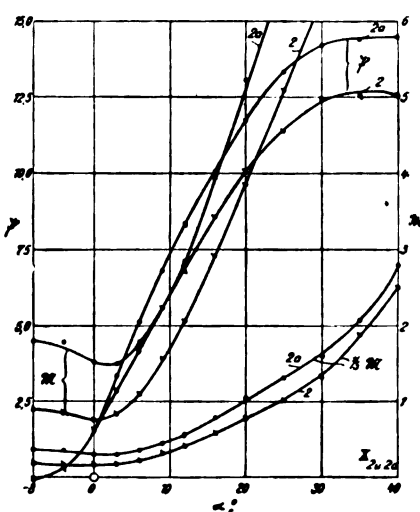


Fig. 110.

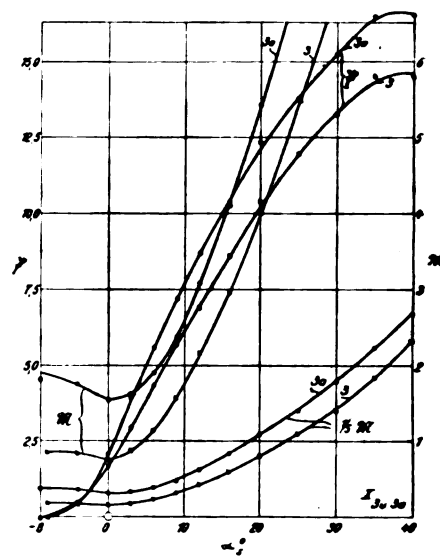


Fig. 111.

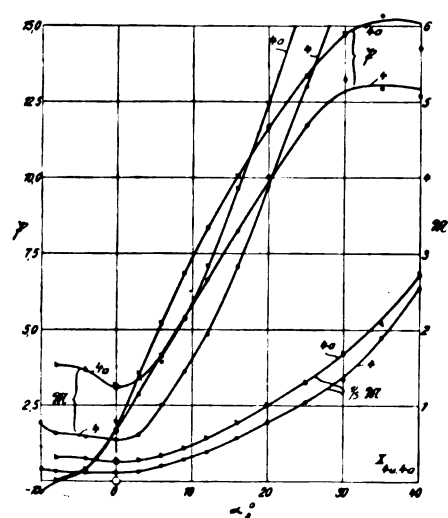


Fig. 112.

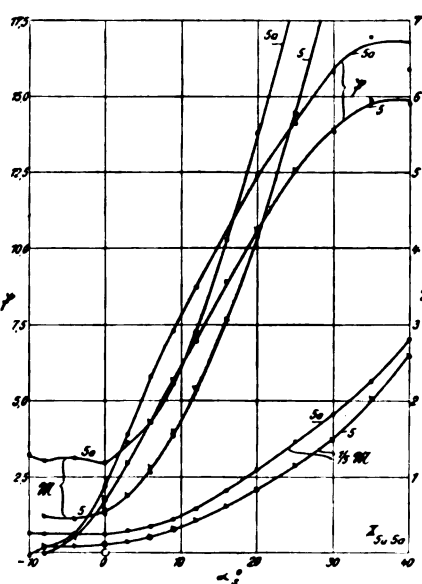


Fig. 113.

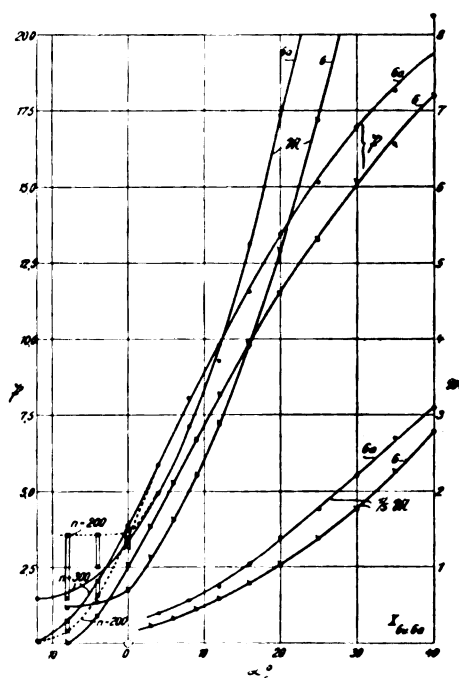


Fig. 114.

Fig. 109 bis 114 Versuchskurven zu Serie X und Xa.

von ε_a überschritten haben. Wahrscheinlicher ist, daß wir dem Austrittskantenwinkel überhaupt keine große Bedeutung beizumessen haben. Bei kleinen und auch bei

ziemlich großen Werten von ε_a lassen sich gleich günstige Wirkungen und gleichartige Verhältnisse erzielen, sofern man nur auf gleich gute und stetige Umrißkurven Be-

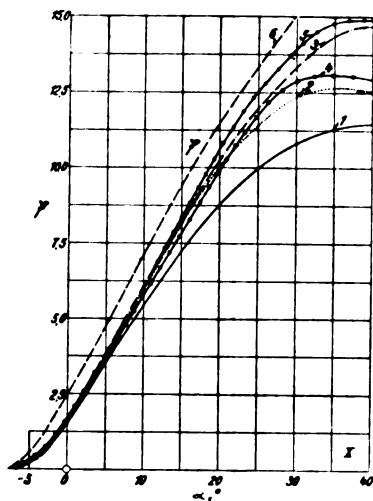


Fig. 115.

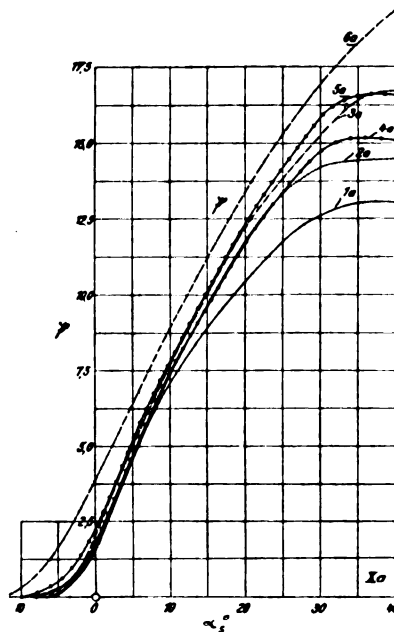


Fig. 116.

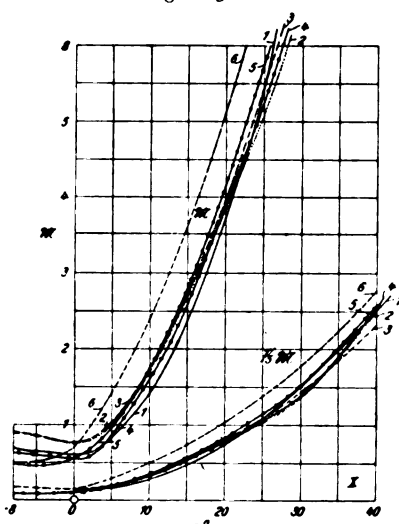


Fig. 117.

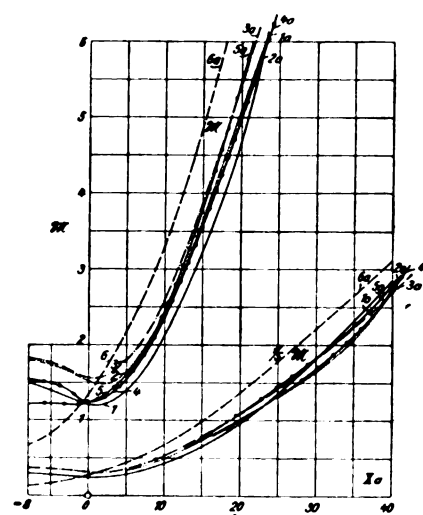


Fig. 118.

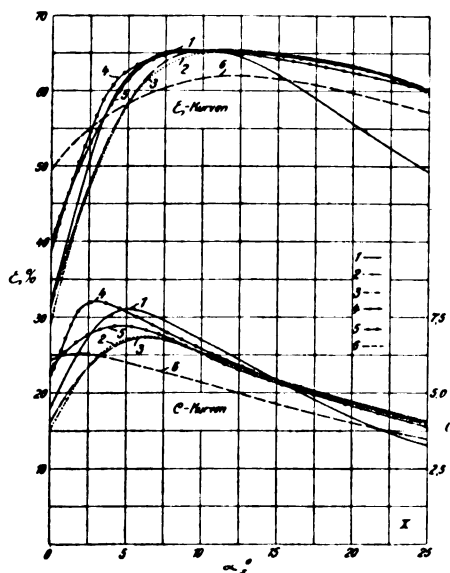


Fig. 119.

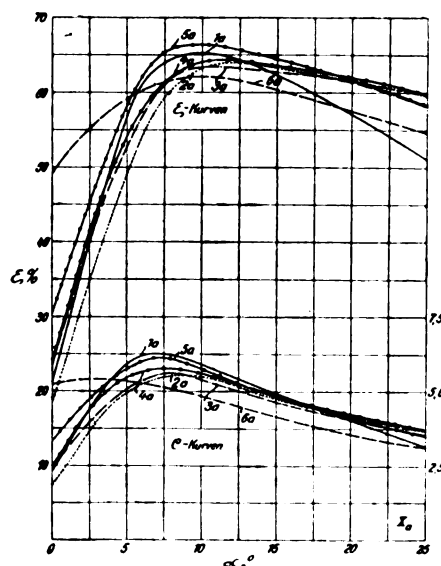
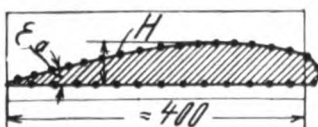
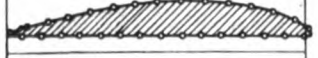

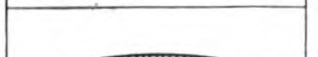
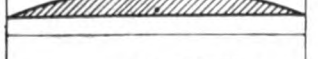


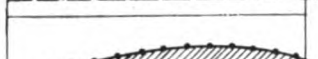
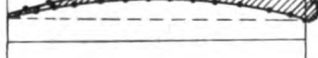

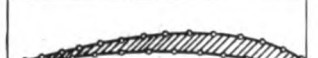
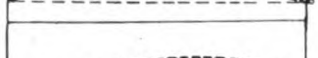


Fig. 120.

Fig. 115 bis 120. Zusammenstellungen zu Serie X und Xa.

Tabelle 9. Übersicht zu Serien X und Xa:

	Profil Nr.	Bezeichnung	Höhe H mm	Ab- rundung S_a mm	ν_{\max} 0/0	und zugehöriges			Bereich mit $\zeta > 62\%$			C_{\max}	und zugehöriges		
						c	p	α_s^0	Untere Grenze α_s^0	Obere Grenze α_s^0	Aus- dehnung Grad		ζ_{\max} 0/0	p	α_s^0
	5	ungefähr kreis- elliptisch	54	$\sim 31,5$	65,4	6,3	0,58	10,0	4,5	22,2	17,5	7,2	60,6	0,36	4,7
	4	kreis- elliptisch	46	10,5	65,3	6,7	0,51	9,0	4,5	20,8	16,5	8,0	57,5	0,27	3,1
	2	Logarithmische Spirale	51	4,0	65,3	6,0	0,64	11,5	6,6	22,1	15,5	6,9	61,2	0,41	6,2
	1	Kreissegment	39	~ 0	65,4	7,1	0,47	8,5	4,3	16,7	12,5	7,8	62,4	0,37	5,2
	3	Dreiparabelform	58	10,0	65,5	6,0	0,65	11,5	6,5	22,5	16,0	6,8	62,1	0,42	6,4
	6	Hyperbol. Spirale	101	69,0	62,0	5,0	0,77	12,0	—	—	—	6,3	54,2	0,32	2,0
	5a	ungefähr kreis- elliptisch	54	$\sim 31,5$	66,4	5,7	0,75	10,0	6	19,5	13,5	6,1	65,2	0,62	7,4
	1a	Kreissichel	39	~ 0	65,3	5,9	0,68	10,0	6,4	15,3	$\sim 9,0$	6,3	63,2	0,54	7,0
	4a	kreis- elliptisch	46	10,5	64,4	5,3	0,79	11,7	7,9	20,2	$\sim 12,5$	5,7	61,7	0,60	7,7
	2a	Logarithmische Spirale	51	4,0	64,0	5,2	0,81	12,3	9,0	18,7	$\sim 9,5$	5,5	62,0	0,65	9,0
	3a	Rücken nach Dreiparabelform	58	10,0	63,4	5,3	0,77	10,7	8,0	18,3	$\sim 10,5$	5,6	62,0	0,63	8,0
	6a	Hyperbol. Spirale	101	69,0	62,1	4,8	0,86	10,0	9,2	11	$\sim 2,0$	5,4	56,6	0,58	3,3

dacht nimmt. Später, bei Serie XII, werden wir das noch weiter bestätigt finden.

Serie XI; $\epsilon_a = 21,5^\circ$.

In Fig. 121 bis 125 ist schließlich noch eine weitere, nur zwei Formen enthaltende Versuchsreihe dargestellt, die das am stärksten gewölbte Sichelprofil aus der früheren Serie IV mit einer daraus hergestellten Bogenkeilform in Vergleich setzt. Wie aus der Nebenfigur des Kurvenblattes Fig. 125 ersichtlich, erhielt das ursprüngliche Sichelprofil vorn eine Rundung von 53 mm Durchmesser, diese geht sogleich in einen Kreisbogen von demselben Radius über, der auch die Druckseite bildet. Der so entstandene, beiderseits gleich gekrümmte Bogenkeil wurde einmal als solcher untersucht (Form 2a), und anderseits wieder mit zur Ebene ausgefüllter Druckseite. (Form 2; diese ist in der Nebenfigur zu Blatt 125 schraffiert.) Den Versuchskurven der beiden neuen Formen, Nr. 2 und 2a, sind zum Vergleich wieder die entsprechenden Kurven der Segment- bzw. sichelförmigen Grundform Nr. 1 und 1a beigelegt. (Fig. 121.)

Die neuen Formen hätten an sich wenig Interesse; sie waren auf besondere Veranlassung frühzeitig hergestellt und wären nicht mehr so ausführlich untersucht worden, wenn nicht eine Erscheinung hier besonders stark aufgetreten wäre, die etwas näher zu verfolgen wichtig war, schon weil sie uns bei den Versuchen selbst manchmal gestört hatte. Sie wird aber auch von allgemeinem Interesse sein. Schon bei der übertrieben dicken Form 6 der Serie X, und zwar mit gewölbter Druckseite, also X 6a, haben wir sie erwähnt.

Die gewohnte Proportionalität der Meßwerte, Schraubendruck und Drehmoment mit dem Quadrat der Winkelgeschwindigkeit versagt in diesen Fällen bei gewissen sehr flachen und negativen Winkelstellungen. Beim Auftragen der ursprünglichen Meßwerte über der quadratischen Drehzahlkala, bzw. als Funktion von $(n/100)^2$, ergibt sich nicht die genaue, nach dem Nullpunkt führende gerade Linie, die sonst immer ohne weiteres den Nachweis lieferte, daß die gedachte Proportionalität praktisch völlig genau vorhanden war. Allerdings hatten sich auch früher schon

einzelne Male kleine Unstimmigkeiten in der Nähe des Nullpunktes gezeigt. Aber die Abweichungen waren stets so klein, daß sie auch von geringen Versuchungenauigkeiten herrühren konnten; es war unmöglich, ihren Ursprung

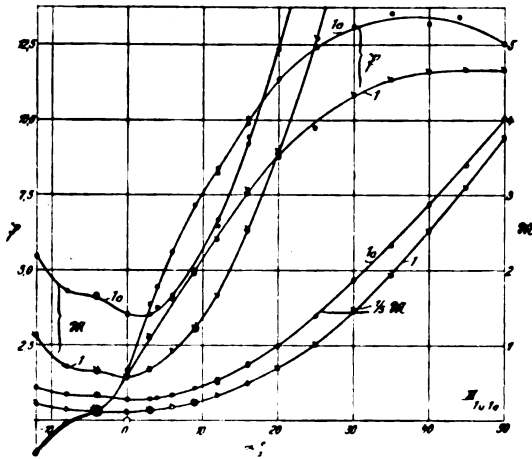


Fig. 121.

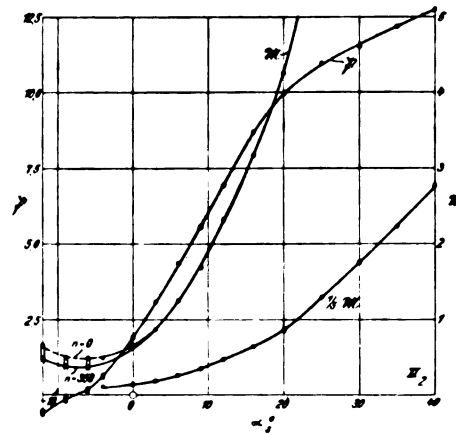


Fig. 122.

sicher aufzuklären; praktisch brauchte ihnen jedenfalls keine Bedeutung beigemessen zu werden. Daß sie grundsätzlich wohl vorhanden sein können, war natürlich nicht

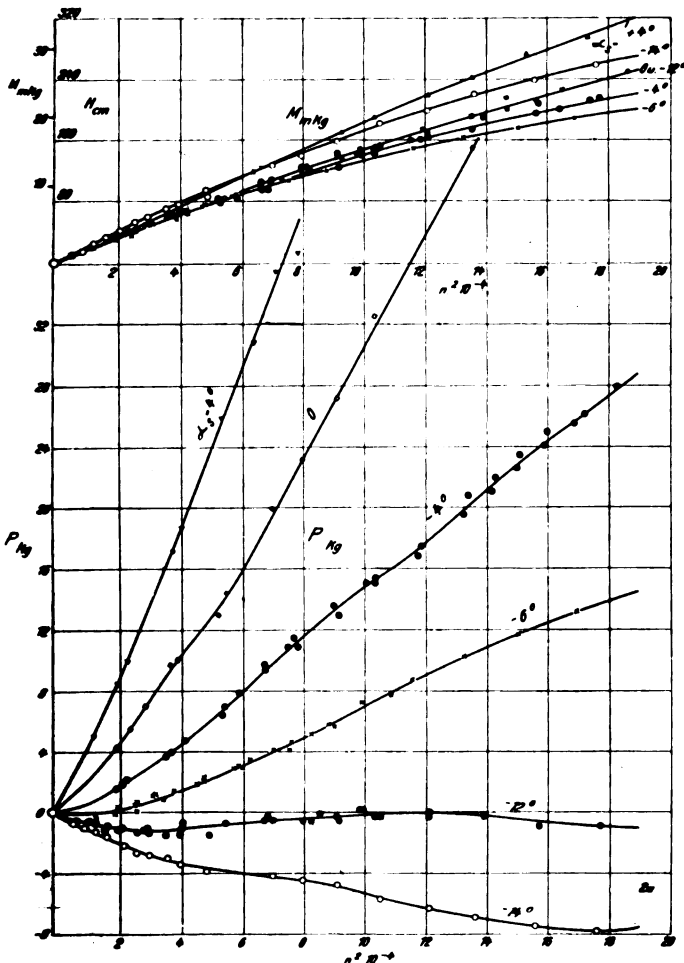


Fig. 123.

zweifelhaft. Jetzt traten sie zum erstenmal klar zutage, freilich nur bei extremen Formen und Winkelstellungen, die praktisch zur Schraubenkonstruktion gar nicht in Frage kommen.

In Fig. 123 sind für die Bogenkeilform XI 2a die ρ - und M -Linien für die Winkelstellungen von $+4^\circ$ bis -14° mit den Versuchspunkten wiedergegeben, welche die ursprünglichen Meßwerte darstellen. Es sind ungewöhnlich

große Maßstäbe gewählt, besonders für ρ , um die Erscheinung deutlich hervortreten zu lassen. Schon von der ρ -Kurve für $\alpha_s = 4^\circ$ sieht man infolgedessen nur das unterste Stück. Es zeigt noch fast den ganz gradlinigen Verlauf, der weiterhin bei den größeren positiven Winkeln bald auch bei dieser Form durchweg vorhanden ist und bei diesen auch recht genau nach dem Nullpunkt führt. Hier, bei $+4^\circ$, geht die in den Versuchspunkten enthaltene gerade Linie schon nicht mehr genau durch den Nullpunkt, sondern schneidet auf der Ordinatenachse ein negatives Stück ab. Der Versuch läßt sich also schon nicht mehr in der üblichen einfachen Weise durch $\rho = (P/n^2) 10^4$ ausdrücken. Bei der Kurve für $\alpha_s = 0^\circ$ und den vier folgenden bis zu -14° bemerkt man noch deutlichere Abweichungen vom gradlinigen Verlauf. Die Kurven zeigen sogar eine doppelte Krümmung ziemlich verwickelter Art. Bei allen tritt in gleicher Weise ein relatives Maximum der ρ -Werte auf und bewirkt z. B. bei der Kurve $\alpha_s = -12^\circ$, daß ρ zuerst, bei niedrigen Drehzahlen, negative Werte annimmt, der Schraubendruck also nach rückwärts gerichtet ist; dann, bei $(n/100)^2 = 12$, d. h. bei $n = 350$, wird ρ vorübergehend gleich Null, um weiterhin wieder negativ zu werden.

Auch die M -Linien weichen für diese Winkelstellungen erheblich von geraden Linien ab; aber in einfacherer Weise: M wächst anfangs schneller, später langsamer, als es der Proportionalität entsprechen würde. Die kleinsten Werte von M treten bei $\alpha_s = -6^\circ$ auf, also bei einer Stellung, die noch durchweg positives ρ ergibt. In der neutralen Stellung, wo ρ gleich Null wird, also in der Nähe von -12° , ist M schon wieder gewachsen und ungefähr ebenso groß wie bei $M = 0^\circ$. Bei $\alpha_s = +4^\circ$ ist die Krümmung der M -Kurven schon erheblich schwächer geworden; bei weiter zunehmendem positiven Anstellwinkel verschwindet sie bald so vollständig, daß man sie nicht mehr feststellen kann.

Bei allen auch nur einigermaßen guten Formen ist, wie bemerkt, diese Erscheinung überhaupt nicht oder doch nur in so winzigem Maße aufgetreten, daß man kein Bedenken tragen konnte, die Versuche in der einfachen Weise durch ρ und M wiederzugeben.

Wir möchten aber doch auch die Möglichkeit haben, solche Abweichungen in unseren gewohnten ρ - und M -Kurven zum Ausdruck bringen. Sonst müßte man

jeden einzelnen Versuch nach Art der Fig. 123 für sich darstellen, und es wäre kein Überblick zu erhalten. Wir bestimmen deshalb für einzelne Punkte der ρ - und \mathcal{M} -

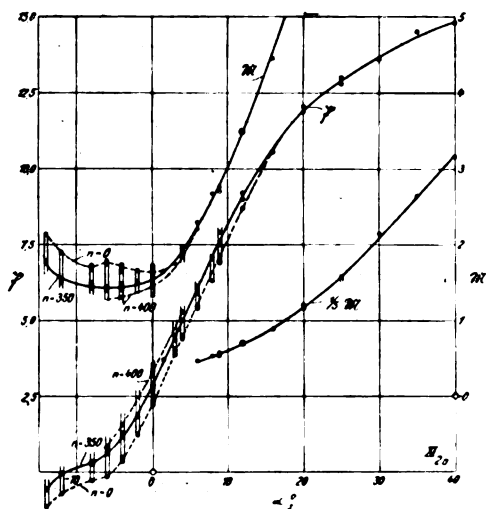


Fig. 124.

Linie die je einer bestimmten Drehzahl zugehörigen Werte von $10^4 P/n^2 = \rho$ und $10^4 M/n^2 = \mathcal{M}$ und benutzen sie in der aus Fig. 124 ersichtlichen Weise: Für die gewählten Drehzahlen ergeben sich gesonderte ρ - und \mathcal{M} -Kurven, die für die betreffenden Drehzahlen gültig sind. In Fig. 124 ist das für $n=350$ und $n=400$ geschehen. Außerdem ist eine Kurve für $n=0$ eingetragen, die daraus entstanden ist, daß in Fig. 123 im Nullpunkt Tangenten an die ρ - bzw. \mathcal{M} -Kurven gelegt worden sind, deren Richtungswinkel einen Grenzwert für ρ bzw. \mathcal{M} ergibt. Es ist für ρ ein unterer, für \mathcal{M} eine oberer Grenzwert.

Bei der Flügelform X 6a (Fig. 114) war dieses Verfahren schon angewandt. Dort sind für $n=200$ und $n=300$ getrennte ρ - und \mathcal{M} -Kurven eingetragen.

In beiden Fällen sind die Unterschiede für negative Anstellwinkel sehr groß. Bei $\alpha_s = 0$ ist die Abweichung schon ziemlich klein geworden und von etwa 4° ab ist sie bei X 6a vollständig verschwunden. Bei XI 2a hält sie bedeutend länger an; in \mathcal{M} verschwindet sie weit früher als in ρ . Bemerkenswert ist ferner, daß es beide Male nur die Formen mit gewölbter Druckseite sind, welche die Unregelmäßigkeit zeigen. Die entsprechenden eben ausgefüllten Formen sind davon frei, obwohl sie gleich übertriebene Saugseiten besitzen. Es scheint also, daß erst die gewölbte Druckseite in Verbindung mit übertrieben hochgewölbter Saugseite zu den Abweichungen Anlaß gibt.

Wir haben, wie bemerkt, auch bei anderen Formen früher schon einige Male leichte Andeutungen ähnlicher Abweichungen bemerkt: die ρ - und \mathcal{M} -Linien schienen nicht genau durch den Nullpunkt zu gehen und man war im Zweifel, wie weit man das Versuchsfehlern zuzuschreiben hatte. Tarierungsfehler der Wage, durch welche ρ gemessen und ein Nullpunktsfehler bzw. eine Verschiebung der Skala, an welcher \mathcal{M} abgelesen wird, konnten vielleicht an den Unstimmigkeiten im Nullpunkt schuld sein. Wir wissen jetzt, daß derartige Abweichungen vorkommen können, und zwar derart, daß die ρ -Linien auf der Ordinate $n=0$ einen kleinen negativen Wert, die \mathcal{M} -Linien einen positiven Wert angeben. Wir werden Abweichungen dieser Art also nicht, wie man zuerst dachte, schlechthin als Reibungseinfluß bezeichnen können. Ein solcher wird im Prinzip ja auch vorhanden sein, aber wir sehen an diesem

Fall, daß doch auch ganz verschiedene Strömungsvorgänge an derselben Schraube auftreten können, wenn die Drehzahl wechselt.

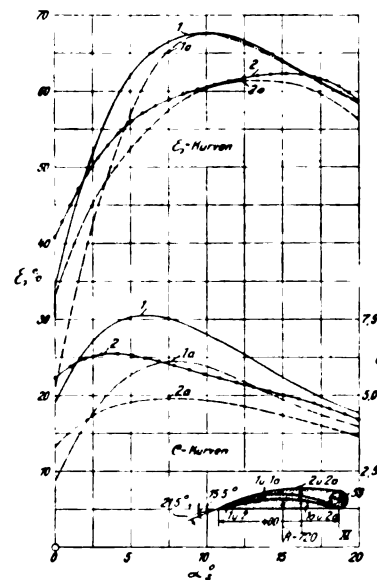


Fig. 125.

Gütegrad und Kraftausnutzung sind bei den Bogenkeilformen 2 und 2a erheblich schlechter als bei den scharfen Formen. Das steht mit den schon früher gemachten Wahrnehmungen im Einklang und bringt an und für sich nichts Neues.

(Fortsetzung folgt.)

Ein einfacher Winddruckschreiber.

Von G. v. d. Borne.

Auf der Kgl. Erdwarte zu Krietern arbeitet seit kurzem ein von mir entworfener Winddruckschreiber, der bei sehr einfacher Einrichtung Bemerkenswertes leistet.

Die zu der Einrichtung gehörende, um zwei Kugellager schwingende Windfahne (s. Fig. 1) ist als Staupeil ausgebildet: Die in Luv stehende, das Gegengewicht gegen die Fahne bildende Kugel ist in ihrem wagerechten Durchmesser durchbohrt. Diese Bohrung führt bis zu der aus einem nahtlosen Stahlrohr bestehenden Achse der Fahne. Am unteren Ende der Achse ist ein weites Glasrohr angekittet, das in ein mit Quecksilber gefülltes Gefäß taucht. In dieses ist von unten, konzentrisch zur Fahnenachse ein engeres Glasrohr eingesetzt. Dadurch ist eine luftdichte reibungslose Verbindung des Staurohres mit einer der beiden zum Schreibwerk führenden Leitungen ermöglicht. Diese bestehen aus Bleirohren von 3 mm lichter Weite (sog. Plombenrohr). Über das obere Lager der Fahnenachse ist eine zylindrische, unten offene Kappe gestülpt, die mit der Achse fest verschraubt ist. Zwischen dieser Kappe und der feststehenden Fahnenstange bleibt ein ringförmiger Zwischenraum von 10 mm lichter Weite. In ihn ist das zweite, Schwankungen des statischen Druckes zum Schreibwerk leitende Rohr eingeführt.

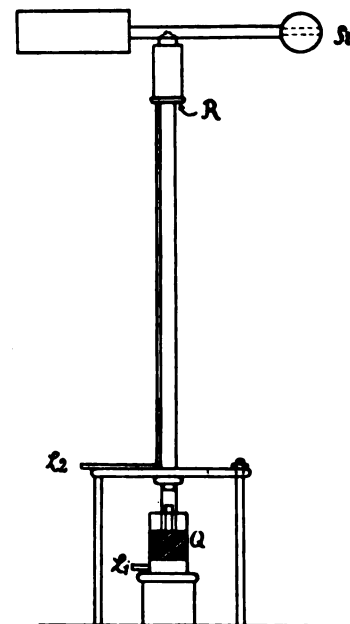


Fig. 1. St Stauöffnung, R ringförmiger Schlitz zum Ausgleich von Druckschwankungen, L₁ u. L₂ Leitungen zum Schreibwerk, Q Quecksilberdichtung.

Die Schreibfeder zeichnet eine weiße Schaulinie auf be-
rußtes Papier. Sie wird durch ein hochempfindliches Aneroid-
werk betätigt. Ihr Ausschlag beträgt zurzeit 4 mm für 1 mm
Wassersäule. Ursprünglich betrug er, ohne daß Schwierig-
keiten für das Werk auftraten, das Doppelte. Die Ausschläge

zahlreiche Unbequemlichkeiten und Störungen vermieden, die
den Flüssigkeitsmanometern anhaften. Als Beweis dafür führe
ich folgendes an:

Seit etwa einem Jahre benutze ich ein Aneroidwerk
gleicher Einrichtung — nur mit einem Zeiger an Stelle der

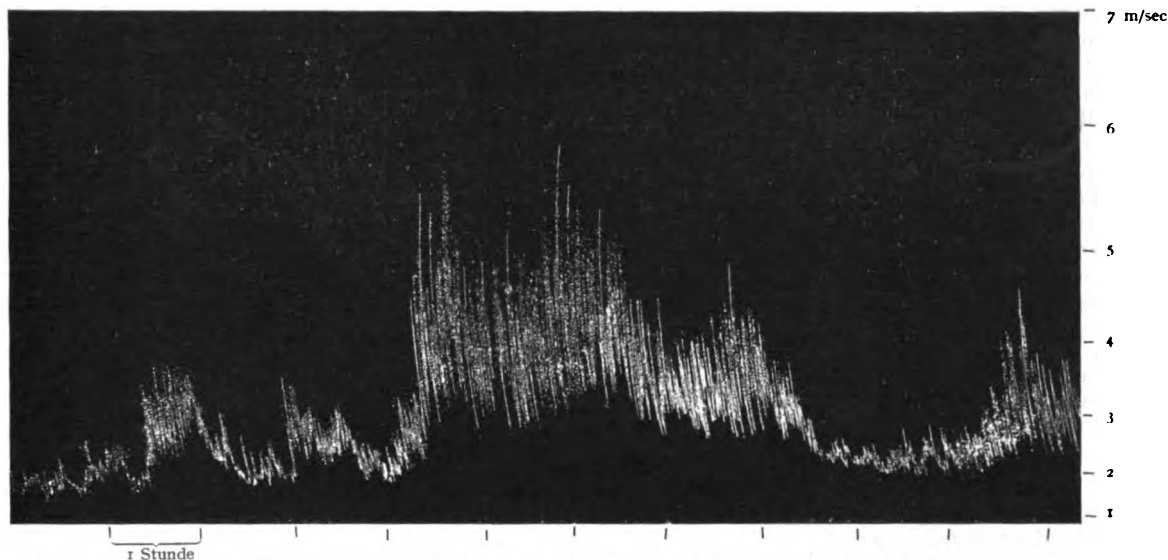


Fig. 2. Schaulinie des Winddruckschreibers bei einer Papiergeschwindigkeit von 12,5 mm/Stunde.
Windstärke 2, ausgesprochen böig.

sind aber noch jetzt bei hohen Windgeschwindigkeiten unbe-
quem groß, so daß ich den Ausschlag vermutlich noch weiter
herabsetzen werde.

Die von der Luvseite der Fahne kommende Leitung ist
in das Innere der Aneroiddose geführt. Die zweite Leitung
führt in das luftdicht geschlossene Gehäuse des Schreibwerks.
Die Achse der Schreibfeder ist durch eine reibungslose Queck-
silberdichtung durch den Gehäusedeckel nach außen geführt.

Wie alle Winddruckmesser zeichnet der Apparat die mo-
mentanen Windgeschwindigkeiten auf. In der praktischen

Schreibfeder und etwas größerem Winkelausschlag für 1 mm
Wassersäule — in einem von mir konstruierten Variometer
bei meinen Freiballonfahrten. Dieses Instrument hat sich
unter den schwierigsten Verhältnissen dauernd bewährt.
Vor allem hat es eine Reihe scharfer Landungen anstandslos
überstanden. Dadurch unterschied es sich sehr zu seinem Vor-
teil von seinen zarten mit einer Sperrflüssigkeit arbeitenden
Vorläufern.

Die Kombination dieses Aneroides mit einem zweck-
mäßigen Staupfeil, an der ich zur Zeit arbeite, wird ein leichter,

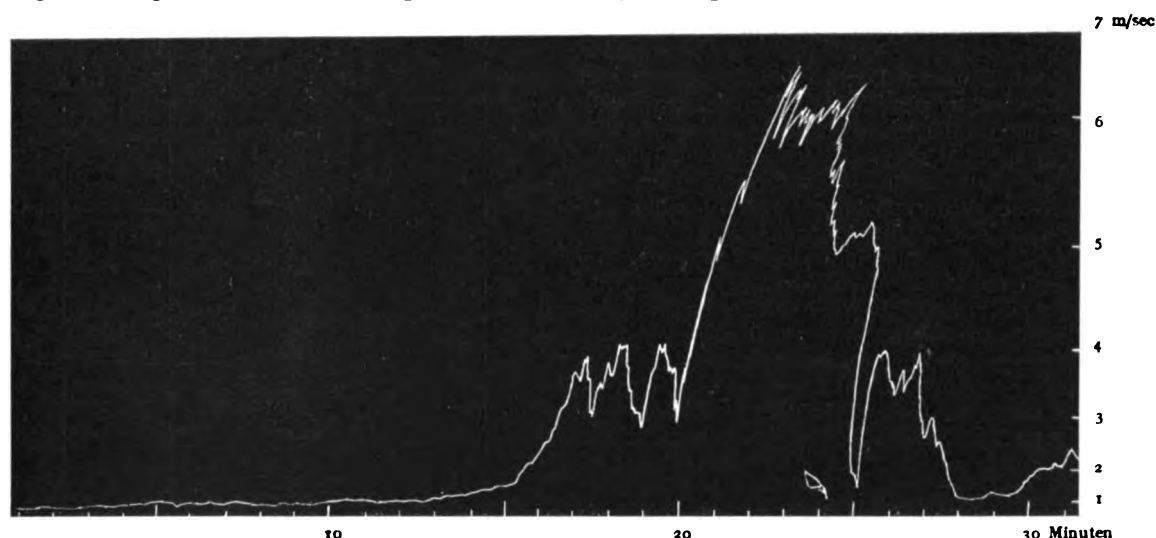


Fig. 3. Schaulinie des Winddruckschreibers bei einer Papiergeschwindigkeit von 4,5 mm/Minute.
Einzelböe, geschätzte Stärke: 4.

Aeronautik, vor allem in der Flugtechnik, interessieren in
erster Linie diese und ihre fortgesetzten Schwankungen.

Als Leistungsproben sind in Fig. 2 und 3 zwei kurze,
bei verschiedener Geschwindigkeit des Registrierpapiers ge-
wonnene Schaulinienstücke wiedergegeben. Während der
allgemeine Überblick über den Verlauf der Windstärke und
Böigkeit auf Fig. 2 (bei kleiner Papiergeschwindigkeit) besser
ist, gewinnen wir bei der größeren Geschwindigkeit auf Fig. 3
jeden erwünschten Einblick in den Einzelverlauf einer Böe.

Einen besonderen Vorteil des Apparates erblicke ich in
der Verwendung des Aneroidprinzips. Es werden dadurch

zuverlässiger, robuster und billiger Geschwindigkeitsmesser
für Luftfahrzeuge aller Art werden.

Auch Variometer und Geschwindigkeitsmesser werden sich
ohne Schwierigkeit so einrichten lassen, daß sie registrieren.

Der Hamburger Luftschiffhafen.

Von Alb. G. Krueger.

In Hamburg ist vor kurzem eine neue Luftschiffhalle
fertiggestellt worden, und zwar ist dies die größte bisher ge-

baute Halle. Dieser von der Hamburger Firma H. C. E. Eggers & Comp. für die »Delag« ausgeführte Bau ist somit der größte Luftschiffhafen der Welt.

Die Längsachse der Halle liegt in der Richtung von WSW. nach ONO., entsprechend der Bahn der am häufigsten vorkommenden stärksten Winde. Die Ausmessungen derselben betragen 160 m Länge, 45 m Breite, 26 m Höhe. Sie kann demnach zwei Zeppelin-Luftschiffe größter Abmessung gleichzeitig aufnehmen. Die Höhe von 26 m, die zwar für Zeppelin-Schiffe nicht erforderlich ist, gelangte darum zur Ausführung, damit auch Parseval-Schiffe, deren Höhe größer ist als die der Zeppelin-Schiffe, darin Platz finden können.

Das Gerippe der Halle ist aus Eisen konstruiert. Die Hauptbinder von 51 m Breite und 32 m Firsthöhe sind beiderseitig eingespannte Bogen ohne Gelenke. Sie stehen in Abständen von 15,90 m, so daß im ganzen elf Hauptbinder vorhanden sind, welche untereinander durch zwei in der oberen Dachfläche liegende, horizontale Gitterträger verbunden sind. Auf diesen Gitterträgern sitzen in der Mitte zwischen den Hauptbindern Zwischenbinder. Durch Verbände werden stets je zwei Hauptbinder zu einem standfesten Teil verbunden. Sämtliche Gitterträger sind als Kragträger ausgebildet, und zwar stets Träger mit überkragenden Enden in den Feldern, in denen sich der Verband befindet. Die Verbände der Endfelder sind erheblich stärker, da sie auch den Winddruck auf die Giebel aufnehmen müssen. (Fig. 1—3.)

Der untere, 6 m hohe Teil der Wände besteht aus 22 cm starkem Beton, darüber befindet sich $\frac{1}{2}$ Stein starkes, durch Bandeisen armiertes Mauerwerk in weitmaschigem Eisenfachwerk.

Die Bedachung ist aus 6 mm starken und $1,22 \times 2,44$ m großen Eternitplatten hergestellt worden, verlegt auf Sparren von Belageisen, die wieder auf eisernen, als Gerberträger konstruierten I-Eisenpfetten liegen.

Als Fundament unter den Hauptbindern wurde Beton, unter den Betonwänden und Torschienen Eisenbetonbalken verwandt.

In den Dachflächen wurden 1400 qm Oberlicht ausgespart und durch gelbliches Drahtglas gefüllt. In den Wänden befinden sich 1000 qm Fenster aus gelblichem Rohglas, wodurch eine vorzügliche Belichtung erzielt wird.

Drei laternenartige Aufbauten auf dem Dach besorgen die Entlüftung: zwei seitliche, kurze mit Satteldach und ein mittlerer, langer mit flachem Dach. Die Seitenwände der Laternen sind mit feststehenden Jalousien aus verzinktem Eisenblech ausgerüstet. Die seitlichen Laternen sind mit Eternit gedeckt, die mittlere hat Bimsbetonschüttung mit Asphaltbelag. Sie ist mit einem Geländer versehen und dient als Ausguck für Beobachtungsposten. Außerordentlich praktisch und bequem stellt sich die Innenausstattung dar. An beiden Seiten der Innenwand befinden sich in 7,50 m Höhe 1 m breite, mit Holz abgedeckte Laufstege. In 12 m Abstand von der Hallenmitte, also über der Mitte der beiden Luftschiffe und über dem lichten Profil sind zwei 1 m breite, mit Riffelblech gedeckte Stege vorgesehen. Diese letzteren stehen vor den Giebelbindern miteinander in Verbindung und führt eine Treppe von ihnen zu dem Ausguck auf dem Dach. An jedem Ende der Halle ist ebenfalls eine Treppe vorgesehen, die den Zugang zu allen Laufstegen ermöglicht. Ferner befinden sich in der Halle noch acht durchlaufende Stränge von I-Trägern, an die bei jeder beliebigen Stelle leichte, fahrbare Leitergerüste zur Vornahme von Reparaturen usw. an den Luftschiffen angehängt werden können. (Fig. 3.)

Den Zugang zu der Halle vermitteln an beiden Giebeln zweiflügelige Schiebetore. Die Breite eines jeden Flügels beträgt ca. 25 m, die Höhe ca. 26 m und das Gewicht 90 t. Das Gerippe der Flügel besteht aus Eisen; die Bekleidung ist Eternit, wie beim Dach, und liegt auf eisernen Sparren an der Innenseite, so daß die Konstruktion des Tores sichtbar bleibt. Das Tor läuft auf einer im Fußboden liegenden Schiene vermittelst zweier Rollen. Unten bei der Schiene befindet sich an jeder Ecke eines jeden Flügels eine horizontale Führung, oben nur an der in der Hallenmitte liegenden Ecke. In geöffnetem Zustande kommt daher dieser Punkt nicht über die Hallenkonstruktion hinaus, so daß seitliche Führungserüste — die sehr störend wirken — nicht notwendig sind. Nur die

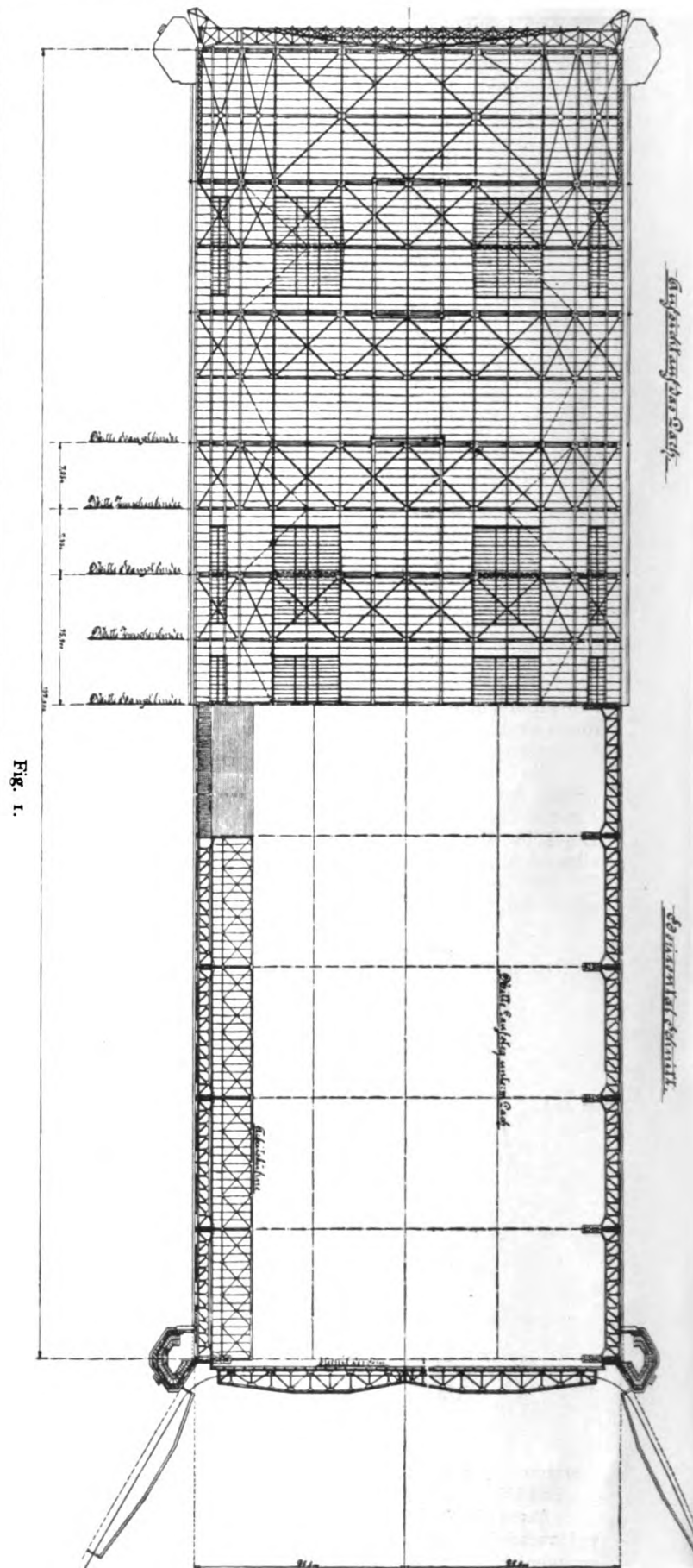


Fig. 1.

untere Schiene, die auf Betonfundament ruht, ist seitlich verlängert. (Fig. 1.)

Der Antrieb der Tore geschieht von Hand. Zum Öffnen eines jeden Flügels sind drei Mann erforderlich. Bei einem Winddruck von 15 kg pro 1 qm kann der Flügel in 8 bis

10 Minuten, bei stärkerem Winddruck bis 75 kg pro 1 qm durch Einschaltung eines Vorgeleges in 20 bis 25 Minuten geöffnet werden. Bei stärkerem Winddruck müssen die Tore geschlossen bleiben.

Die Ausführung des Baues war keineswegs so ganz einfach. Erhebliche Schwierigkeiten entstanden schon bei der Herstellung der Fundamente, da der Boden in geologischer Hinsicht außerordentlich starke Verwerfungen zeigte. Daher konnte auch nicht überall einfache Betonschüttung stattfinden, sondern es mußte teilweise Pfahlrammung vorgenommen werden. Daraus ergab sich denn naturgemäß ein großer Zeitverlust. Die Montage der Eisenkonstruktion wurde ohne Gerüste mit Hilfe von vier Turmkranen von 42 m Höhe und 16 m Ausladung bei 6 t Tragfähigkeit durchgeführt. Zuerst wurden die Binderfüße bis zum Dach aufgestellt, dann der mittlere Binderteil, auf Holzblöcken stehend, am Boden zusammengebaut, von zwei Kranen gefaßt und auf die bereits stehenden Binderfüße gesetzt. Die Zwischenbinder mit den vertikalen Gitterträgern wurden ebenfalls auf ebener Erde zusammengebaut, im ganzen hochgenommen und zwischen die Hauptbinder gesetzt. Hierbei mußten, da die Gitterträger als Gerberträger konstruiert sind, die Gelenke provisorisch beseitigt werden.

Der Einbau der Wandglieder, Pfetten, Verbände und Sparren ließ sich mit Hilfe der Krane verhältnismäßig leicht erledigen.

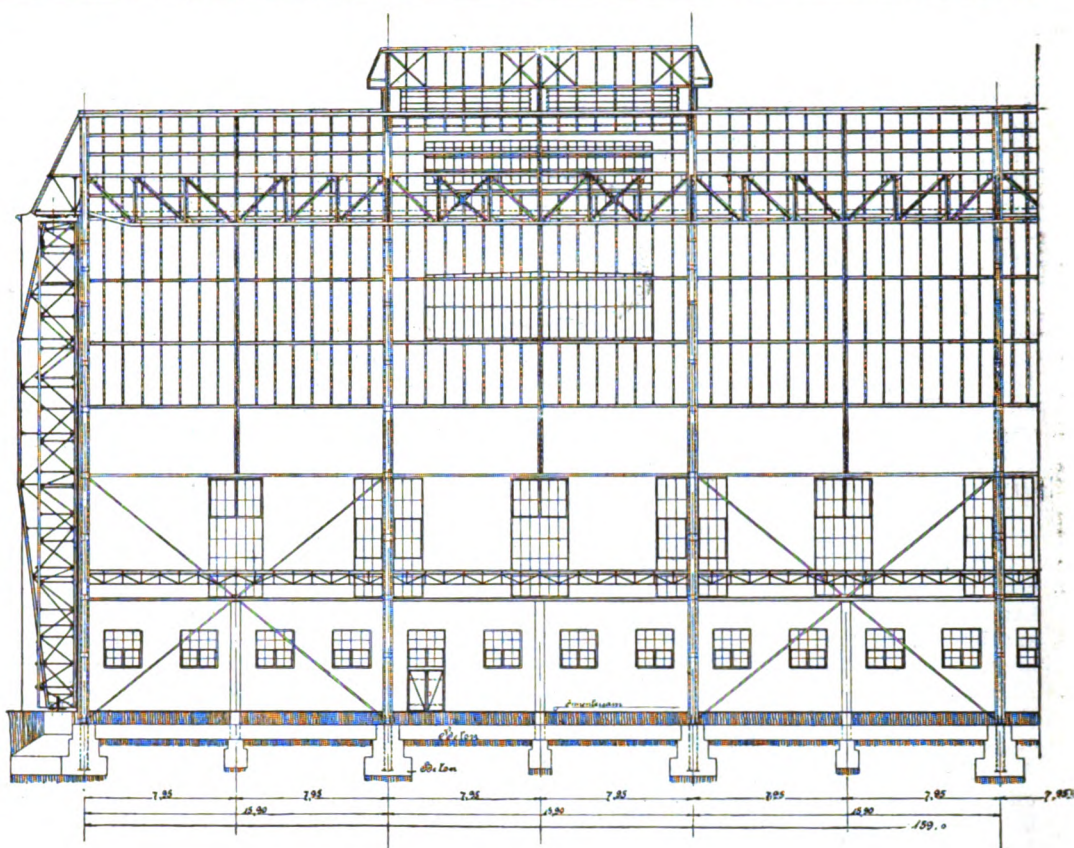


Fig. 2.

Wertungsformel für Flugleistungen.

Diskussion im Reichsflugverein.

Bei den bisherigen Flugveranstaltungen wurde die Bewertung der erzielten Leistungen fast immer in der Weise vorgenommen, daß einzig und allein die erzielte Durchschnittsgeschwindigkeit berücksichtigt wurde. Da aber die Geschwindigkeit allein beim Flugzeug keineswegs den richtigen Maßstab für seine technische Vollendung und praktische Brauchbarkeit bildet, so war man schon seit langem bestrebt, eine richtigere Basis für die Bewertung zu finden, die — analog wie die im Automobilsport eingeführten Wertungsformeln — einen Wettbewerb zwischen Flugzeugen verschiedener Größe, Motorstärke, Geschwindigkeit usw. ermöglichen soll, bei dem die Gewinnchancen aller Teilnehmer möglichst gleich sind, oder genauer gesagt, bei dem nicht das schnellste oder das tragfähigste oder das Flugzeug mit dem stärksten Motor die meisten Aussichten auf den ersten Preis hat, sondern dasjenige, das tatsächlich am besten gebaut ist und das mit möglichst geringen Mitteln die größtmögliche Leistung erzielt.

Welche Leistungen eines Flugzeuges sind es nun, die man als Grundlage einer rationalen Bewertung ansehen soll? Darüber wurden

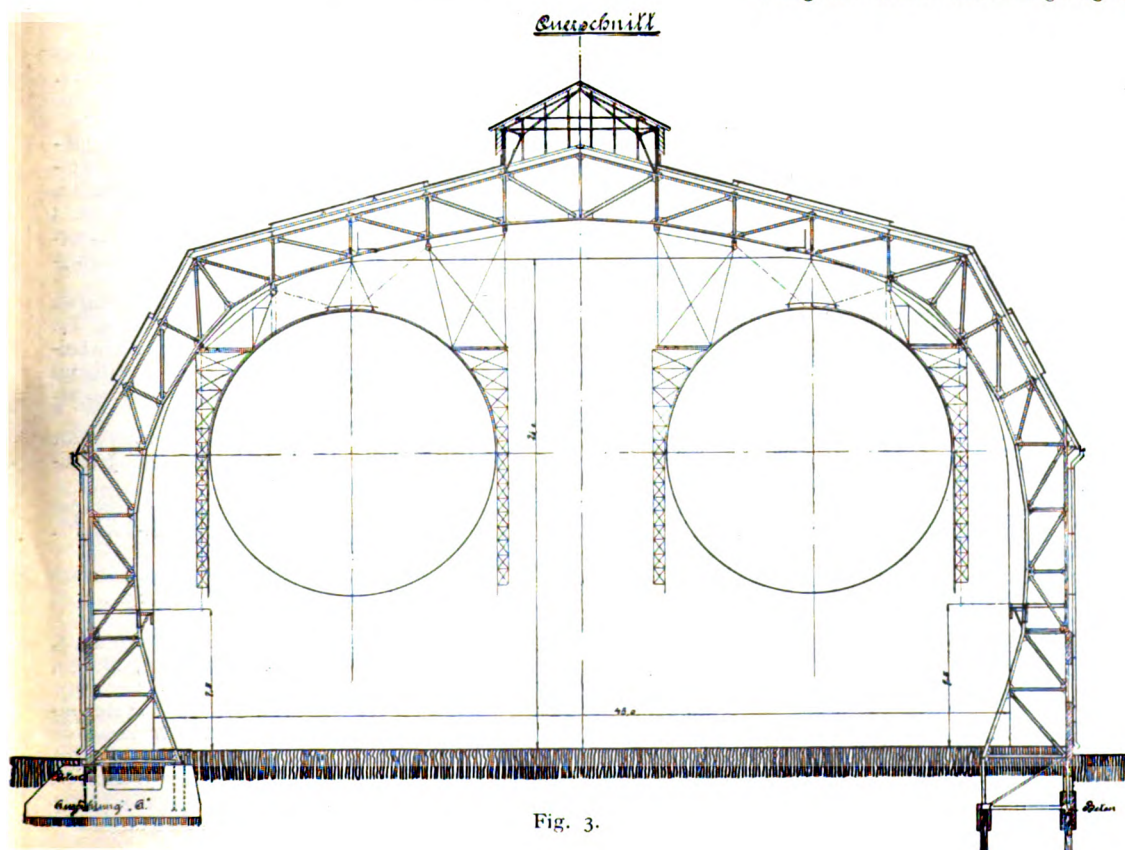


Fig. 3.

natürlich in der Sitzung des Reichsflugvereins die verschiedensten Meinungen geäußert. Neben der erreichten Geschwindigkeit und der getragenen Last wurden zur Berücksichtigung noch vorgeschlagen: die größte Steigggeschwindigkeit, die geringste Neigung der Bahn gegen die Horizontale beim Gleitflug, sowie die Stabilität. Was die letztere betrifft, so muß sie für eine bei Konkurrenzen anzuwendende Formel natürlich ganz außer Betracht bleiben, da eine einwandfreie zahlenmäßige Bestimmung der Stabilität (unter der noch dazu fast Jeder etwas anderes versteht) ganz unausführbar wäre. Was die flache Lage der Bahn im Gleitfluge betrifft, so wurde allgemein anerkannt, daß dieselbe ein sehr wesentliches Kennzeichen für die Güte eines Flugzeuges ist, denn sie ist ein direktes Maß für das Verhältnis des Vortriebswiderstandes zur Tragfähigkeit. Trotzdem ist es nicht notwendig, den Gleitwinkel besonders zu bewerten; denn da derselbe eben nur das Verhältnis der beiden eben erwähnten Größen ausdrückt, so wird er indirekt durch jede Formel bewertet, deren Grundlage die Erreichung möglichst großer Geschwindigkeit und Tragfähigkeit bei möglichst geringer Motorleistung bildet, denn ein Flugzeug, das sich nach einer solchen Formel als günstig ergibt, muß auch eine flache Gleitbahn aufweisen. Die Steigggeschwindigkeit ist in erster Linie abhängig von der verfügbaren Motorleistung; ihre Bewertung wäre vielleicht nicht unangebracht, aber sie läßt sich nur durch eine besondere Konkurrenz — nicht direkt aus den Resultaten eines längeren Fluges selbst — bestimmen, und außerdem wird durch ihre Einführung die zu schaffende Wertungsformel sehr kompliziert, so daß es besser sein dürfte, zunächst davon abzusehen.

Es bleiben also zu bewerten die Geschwindigkeit und die getragene Last. Was die Geschwindigkeit betrifft, so können über die Art ihrer Berechnung und Messung kaum Meinungsverschiedenheiten bestehen. Anders verhält es sich dagegen mit der getragenen Last. Hier stehen sich zwei verschiedene Auffassungen gegenüber: die einen wollen nur die Nutzlast bewerten, die anderen die gesamte Last, also Nutzlast + Eigengewicht des Flugzeuges. Daß an sich die Bewertung der reinen Nutzlast logischer ist, scheint wohl klar, denn für die praktische Verwendung kommt es eben nur auf sie an. Die ausschließliche Bewertung der Nutzlast (für die u. a. Herr Elsinghardt in einem an den Referenten gerichteten Schreiben eintrat) hat aber den Nachteil, daß die Konstrukteure dadurch zu einer allzu leichten und event. nicht genügend soliden Konstruktion der Flugzeuge veranlaßt werden könnten, weil dies zweifellos das einfachste Mittel ist, um eine gute Bewertung zu erzielen. Deswegen traten Herr Ingenieur Nowka, der Referent u. a. dafür ein, vorläufig (d. h. bis zur Schaffung bestimmter Normen für die Mindeststärken der meist beanspruchten Flugzeugteile) das Eigengewicht bei der Wertung der Nutzlast hinzuzurechnen. Freilich hat diese Methode wieder den Nachteil, daß sie den Konstrukteure auch dort nicht zu Gewichtsersparnissen ermuntert, wo solche ohne Gefährdung der Sicherheit möglich wären und deshalb erscheint der Vorschlag von Herrn G. Madelung sehr beachtenswert, das Eigengewicht nicht voll sondern nur mit einem bestimmten Prozentsatz, etwa 50%, zu bewerten. Die richtige Festsetzung dieses Prozentsatzes wäre natürlich genau zu bedenken, denn man muß die richtige Mitte einhalten, bei der zwar die Konstrukteure ein gewisses Interesse haben, leicht zu bauen, aber doch nicht in die Versuchung kommen, der Leichtigkeit die Sicherheit unterzuordnen.

Für eine rationelle Wertungsformel dürfen aber natürlich nicht die Geschwindigkeit und Tragfähigkeit an sich maßgebend sein, sondern nur im Verhältnis zu den aufgewendeten Mitteln. Betrachten wir das Flugzeug allein, ohne den Motor, dann kommt es darauf an, die verlangten Leistungen mit einer möglichst geringen Motorstärke zu erreichen. Sehen wir dagegen — was wohl das Richtigere ist — Flugzeug und Motor als eine Einheit an, so interessiert uns die Motorstärke als solche gar nicht, und es kommt uns nur darauf an, daß das Flugzeug seine Leistungen mit einem möglichst geringen Verbräuche an Betriebsstoffen (Benzin, Öl, Kühlwasser) vollbringt. Diese Auffassung, bei der einzig der Verbrauch als maßgebend angesehen wird, hat außerdem den großen Vorteil, daß sie allein eine gerechte Vergleichung verschiedener Motortypen gestattet. Wollte man, ähnlich wie bei manchen Automobilkonkurrenzen, die

Stärke des Motors aus seinen Dimensionen (Bohrung, Hub, Tourenzahl) bestimmen, so müßte man für jede Type von Motoren andere Berechnungsformeln aufstellen, denn man kann natürlich nicht auf Grund der Dimensionen einen Viertakt- mit einem Zweitaktmotor, einen luftgekühlten mit einem wassergekühlten, einen Motor mit feststehenden Zylindern mit einem Umlaufmotor vergleichen. Die richtige Berücksichtigung aller dieser Verschiedenheiten wäre kaum möglich und würde zu fortwährenden Streitigkeiten Anlaß geben. Aus diesem Grunde war auch in der Sitzung des Reichsflugvereins die Meinung allgemein, daß die Wertung auf Grund des Benzinverbrauchs geschehen sollte.

Das Ergebnis der Beratung kann man wohl folgendermaßen zusammenfassen: der Bewertung sollen zugrunde gelegt werden: 1. die erzielte Geschwindigkeit, 2. die getragene Last, 3. der möglichst geringe Verbrauch an Betriebsstoffen. Eine Meinungsverschiedenheit besteht im wesentlichen nur in der Frage, ob als »getragene Last« nur die Nutzlast, oder das Gesamtgewicht oder endlich die Nutzlast und einen Prozentsatz des Eigengewichts gerechnet werden soll.

Die wirkliche Aufstellung einer Formel kann natürlich nicht in der Plenarsitzung des Vereins erfolgen, sondern muß einer Kommission von einigen Fachleuten übertragen werden. Da es aber nur von Nutzen sein kann, wenn auch die nicht in der Sitzung vom 12. Juli anwesenden Vereinsmitglieder Gelegenheit erhalten, vorher ihre Meinung zu äußern, so hat es der Unterzeichnete im Auftrage des Vorstands des Reichsflugvereins übernommen, das Wichtigste aus den Beratungen in der Vereinszeitschrift zur allgemeinen Kenntnis zu bringen.

Dr. Viktor Quittner, Ingenieur.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

- 77 h. B. 65 408. In einen Fallschirm umwandelbares Flugzeug. Fritz Böhm, Berlin, Invalidenstr. 17 a. A 8. 12. 11. E 8. 9. 12.
- 77 h. F. 30 994. Flugzeugsteuer mit schwing- und verwindbarer Steuerfläche. Charles Faure, Lille, Frankr.; Vertr.: C. Röstel u. R. H. Korn, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 19. 9. 10. E 8. 9. 12. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 21. 9. 09 anerkannt.
- 77 h. S. 30 984. Flugzeug. Franz Symanzik, Schweinfurt a. M. A 3. 3. 10. E 8. 9. 12.
- 77 h. K. 46 366. Spannvorrichtung für Flugzeuge. Julius Kohlscheen, Kiel, Hansastr. 80. A 1. 12. 10. E 11. 9. 12.
- 77 h. P. 23 307. Drachenflugzeug. Carl W. Paul, Bremen, Woltmershauserstr. 124. A 26. 6. 09. E 11. 9. 12.
- 77 h. R. 34 716. Schellenbefestigung für Anschlußverbindungen bei Flugzeugen. E. Rümpler Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Lichtenberg. A 16. 1. 12. E 11. 9. 12.
- 77 h. A. 18 010. Flugzeug. René Arnoux, Paris; Vertr.: Dipl.-Ing. B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 26. 11. 09. E 15. 9. 12. Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 27. 11. 08 anerkannt.
- 77 h. A. 19 310. Fahrgestell für Flugzeuge. Dr. Eugen Albert, München, Kaufingerstr. 11. A 22. 8. 10. E 15. 9. 12.
- 77 h. H. 51 882. Steuerung für Luftfahrzeuge, bei der zu beiden Seiten der Längsachse Klappenpaare angeordnet sind. Wilhelm J. Hoffmann, Charlottenburg, Trendelenburgstr. 16. A 20. 9. 10. E 15. 9. 12.
- 77 h. J. 12 284. Gleitflieger mit zur Aufnahme von nicht Auftrieb erzeugenden Teilen dienenden Hohlkörpern. Hugo Junkers, Aachen, Frankenburg. A 31. 1. 10. E 15. 9. 12.
- 77 h. N. 12 216. Flugzeug mit mehreren hintereinander angeordneten Tragflächen. Otto Nickel, Lugknitz, O.-Lausitz. A 11. 3. 11. E 15. 9. 12.
- 77 h. T. 15 283. Trag- und Steuerfläche für Luftfahrzeuge mit in der Flugrichtung veränderbarer Krümmung. Hans Trache, Dresden, Bismarckpl. 9. A 2. 6. 10. E 15. 9. 12.
- 46 a. K. 44 446. Explosionskraftmaschine mit umlaufenden, sternförmig angeordneten Zylindern. Friedrich Kompe, Berlin, Gr. Frankfurterstr. 108. A 30. 4. 10. E 4. 9. 12.
- 46 a. D. 25 994. Explosionskraftmaschine mit feststehendem Kolbenkörper und sich drehendem Gehäuse. Sigismondo Diamant, Wr.-Neustadt, Marcell Jellinek, Budapest, u. Emil Jellinek-Mercedes, Nizza; Vertr.: Karl J. Mayer, Pat.-Anw., Barmen. A 1. 11. 11. E 11. 9. 12.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEHR DR.-ING. F. BENDEMANN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	DR.-ING. H. FÖTTINGER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANTZIG GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG L. E. DR. FRITZ HUTH GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT V. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANTZIG
--	---	--	---

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

17. August 1912.

Heft 15.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Fortsetzung.) S. 193.
Funkentelegraphische Ortsbestimmung in Luftfahrzeugen. Von Oberleutnant Schmid, München. S. 199.

Die Darstellung der Ballongase. Von Dr.-Ing. A. Sander, Karlsruhe i. B. S. 200.
Ausstellungen. S. 203.
Flugschau. S. 203.
Patentschau. S. 203.
Bücher-Besprechungen. S. 204.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumsstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann, Lindenberg. (Fortsetzung.)

Das Aufmessen fertiger Schrauben. Herstellung und Auswuchtung.

Sehr geringe Ausführungsfehler können, wie wir besonders bei Serie VI gesehen haben, schon von beträchtlichem Einfluß sein, wenn sie Unstetigkeiten im Krümmungsverlauf der Flügelflächen erzeugen, während viel auffallendere und leichter meßbare Unterschiede der Dicke und der Abrundung des Profils nur wenig ausmachen. Deshalb ist es wichtig, der genauen Aufmessung der fertigen Flügel stets besondere Sorgfalt zu widmen. Die fertigen Flügel weichen öfters in Kleinigkeiten von den beabsichtigten Formen ab. Vollständige Genauigkeit ist, solange die einzelnen Flügel durch Handarbeit hergestellt werden, nicht zu erreichen, weder bei Ausführung in Holz, noch, wie bei unseren bisher besprochenen Flügelementen, in Blechkonstruktion auf eingelegten Profilhölzern. Schon jeder einzelne Flügel weist geringe Ungleichheiten zwischen den Profilen auf verschiedenen Radien auf. Wir haben daher stets jeden der beiden Flügel an drei Punkten nachgemessen und aus den gewonnenen sechs Profilaufnahmen das mittlere Profil gebildet. Dabei sind die Meßpunkte auf Grund bekannter theoretischer Anschauungen so gewählt, daß sie den Angriffspunkten gleicher Luftwiderstandskräfte entsprechen, also nicht in gleichen radialen

Abständen. Vielmehr ist der ganze Flügel in drei Stücke zerlegt gedacht, von denen jedes den gleichen Beitrag zum Luftwiderstand liefert. In den Angriffspunkten jedes dieser drei Stücke wurde die Aufmessung vorgenommen. So ist erreicht, daß mit hinreichender Annäherung das tatsächlich wirksame mittlere Flügelprofil erfaßt wurde.

Das neue Aufmeßverfahren, das wir schon im vorjährigen Bericht kurz beschrieben haben, hat sich bei diesen Arbeiten ausgezeichnet bewährt. Wir tragen der damals gegebenen schematischen Darstellung jetzt in Fig. 126—129 noch eine konstruktive Zeichnung unserer »Meßbank« nach, deren Anwendung nach dem früher Gesagten leicht verständlich sein wird. Der radial verschiebbare, jeweils am aufzumessenden Radius feststellbare Schlitten trägt eine Holztafel, die man in beliebiger Lage feststellen kann, wie es die Lage des aufzumessenden Schraubenprofils erfordert. Daß der Ausschnitt dieser Holztafel mit einer Seite an der Profilschne anliegt (wie früher angegeben), ist nicht wichtig, da man den Sehnenwinkel auch ohnedem sicher genug erhält. Die Kreisscheibe zum Verzeichnen der Äquidistanten zur Umrißform trägt in der Mitte einen drehbaren Knopf zum Anfassen; in diesem liegt eine kleine Feder, die einen zugespitzten Stahlstift in zentrischer Bohrung niederdrückt, so daß die Spitze ein wenig an der Seite aus der Scheibe hervorragt, die an der Tafel mit dem aufgespannten Papierbogen entlanggleitet. Sie macht beim Umfahren des Profils einen feinen Riß in das Papier, von dem aus man nachher mit dem Radius der Scheibe die Kreise schlägt, die den Umriß einhüllen. Diese kontinuierliche Linie hat gegenüber einzelnen Einstichen (nach der früheren Beschreibung) den

Vorteil, daß man die umhüllenden Kreise jederzeit in beliebig dichter Folge ziehen kann, je nachdem es die mehr oder weniger starke Krümmung des Profiles an verschiedenen Stellen verlangt.

nur an einer Mantellinie anliegt, dennoch ebensogut und richtig ab wie an der ebenen Tafel. Fehler können nicht entstehen. Die Aufmessung nach ebenen Tangentialschnitten ist natürlich bequemer und, da die praktische Herstellung

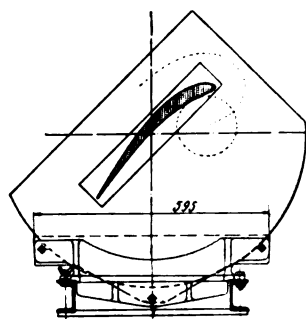


Fig. 126.

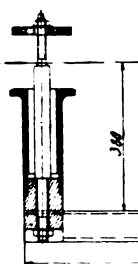


Fig. 127.

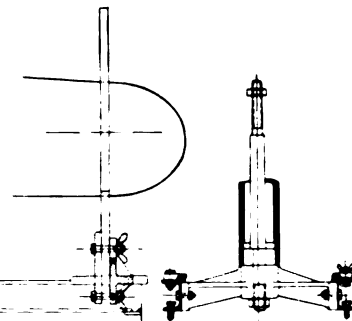


Fig. 128.

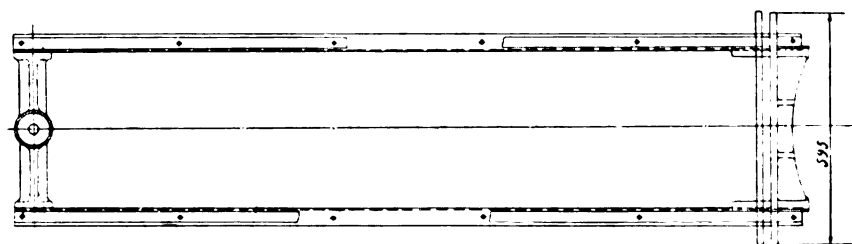


Fig. 129. Fig. 126 bis 129. Meßbank.

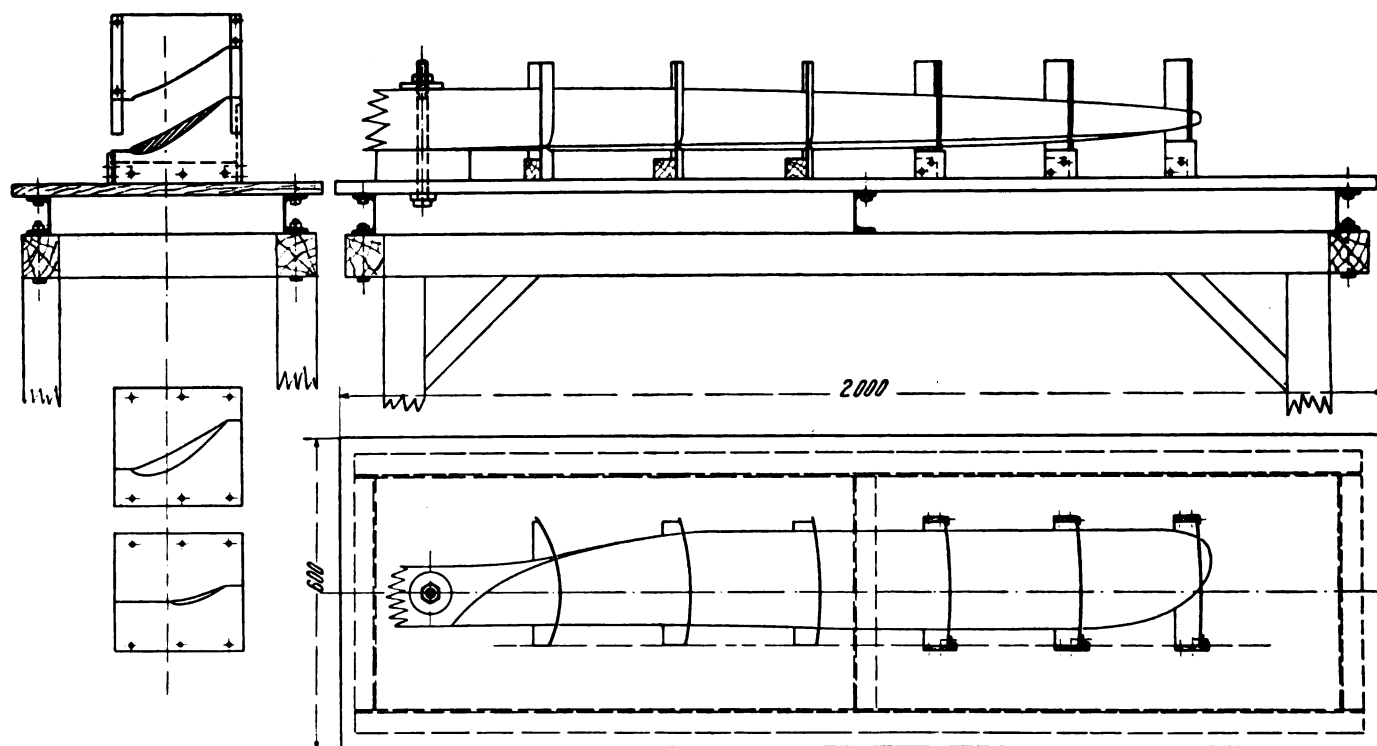


Fig. 130 bis 133. Lehrbank.

Übrigens läßt das Verfahren sich ohne weiteres auch dann anwenden, wenn man Wert darauf legt, die Flügelprofile nicht in tangentialen Ebenen, sondern nach konzentrischen Zylinderschnitten aufzumessen. Das ist bei theoretisch berechneten Schrauben öfters von Wichtigkeit. Man braucht dann an Stelle der einen ebenen Tafel einen Satz von zylindrisch gewölbten Unterlagsblöcken, deren Radien der gewählten radialen Einteilung entsprechen müssen. Sie lassen sich aber aus Holz unschwer darstellen. Die Meßscheibe rollt sich an dem Zylinder, obwohl sie

der Schrauben gewöhnlich auch nach ebenen Profilehren erfolgt, ist die etwas umständlichere Anwendung von Zylindertafeln in der Regel entbehrlich.¹⁾

¹⁾ Auf der Allgemeinen Luftfahrzeug-Ausstellung in Berlin hatten wir kürzlich u. a. auch die Meßbank mit dieser Ausrüstung für Aufnahmen auf Zylinderschnitten ausgestellt.

Für die praktische Wichtigkeit der Sache ist es bezeichnend, daß die Zeppelin-Luftschiffbau-Gesellschaft sich seither nach unseren Modellen eine ebensolche Meßbank hergestellt hat.

Kurz seien bei dieser Gelegenheit auch unsere Methoden zur Anfertigung von Schrauben bzw. Schraubenflügeln erwähnt. Unsere Erfahrungen zwingen uns, besonders große Sorgfalt auf genaue Innenhaltung bestimmter Wölbungsbögen zu legen. Bei prismatischen Blechflügeln ergeben sie sich leicht, indem man ebene Bleche auf genau zugeschnittenen Profilrippen befestigt. (Zinkblech hat sich dazu am besten bewährt; man erhält es besser als Eisenblech, Weißblech usw. in gut ebenen Tafeln und in jeder gewünschten Stärke.)

Verwundene Flügel haben im allgemeinen nicht-abwickelbare Flächen; deshalb ist die Herstellung aus Blech schwierig; die Bleche müßten durch Hämmern usw. getrieben werden; genaue Formen sind dabei kaum zu erhalten.

Bei der Herstellung in Holz werden zweiteilige Profillehren benutzt, nach denen der Tischler an dem verleimten Holzblock zunächst auf den Radien, für die die Lehren gelten, die Profile auszuarbeiten hat. Oft begnügt man sich in der praktischen Schraubenfabrikation mit sechs gleichmäßig auf den Radius verteilten Ausgangspunkten. Doch werden auch zehn und zwölf Teile gewählt. Wir haben bisher acht für ausreichend gehalten. Nach den vorgearbeiteten Stellen wird dann das Material auf den dazwischen stehengebliebenen Stücken abgeschlichtet, die schließliche Form geht also aus einer Art Interpolation hervor.

Wichtig ist es, die verschiedenen Profile in die richtige gegenseitige Lage zu bringen. Man kann das dadurch erreichen, und überhaupt die Ausarbeitung zugleich wesentlich erleichtern, daß man die Bretter, die schichtweise zum Block verleimt werden, schon vorher nach genau konstruierten Umrißkurven so zuschneidet, daß die einspringenden Ecken am Block schon die Profile an jeder Stelle vorzeichnen. So könnte man, wenn man eine große Zahl von Schichten verwendete, die einzelnen Lehren und die »Interpolation« überhaupt vermeiden. Praktisch kann man mit der Schichtenanzahl aber nicht so hoch gehen, wie es dazu nötig wäre. Auch bedingt diese Herstellungsweise eine recht zeitraubende zeichnerische Vorarbeit, die sich nur lohnt, wenn man viele Schrauben nach gleicher Form herzustellen hat.

Wir verzichten darauf und benutzen eine »Lehrbank«, auf der die einzelnen Lehren in der vorgeschriebenen Stellung befestigt werden (Fig. 130—133). Die paarweis zusammengehörigen Hälften sind mit angeschraubten Blechstreifen als Nute und Falz versehen, so daß sie schnell in die richtige Lage zu bringen sind. Man kann sowohl die oberen wie die unteren Hälften der Lehren auf der Bank befestigen, je nachdem welche Seite der Schraube eben bearbeitet wird.

Ferner mag hier kurz auch unser Verfahren zum Auswuchten der Schrauben erwähnt werden, das wir von Anfang an bei unseren Versuchen eingeführt haben, und das sich sehr bewährt hat. Es handelt sich darum, die Gewichte der Flügel so abzugleichen, daß der Schwerpunkt hinreichend genau in die Drehachse fällt, um einseitige Fliehkraftwirkungen zu vermeiden.

Wir begnügen uns dabei, wie allgemein üblich, mit einem statischen Verfahren. Bei der geringen axialen Länge der Körper erübrigt sich die dynamische Auswuchtung, die man bei langen Turbinentrommeln u. dgl. anwendet, wo auch in verschiedenen Querschnittsebenen Schwerpunktsfehler eine Rolle spielen können.

Bei dem gebräuchlichen statischen Verfahren läßt man die Schraube auf einem wagerecht über zwei wagerechte Schienen gelegten, gut in die Nabe passenden Wellenstück pendeln, wobei die Welle auf den Schienen rollt. Unser Verfahren dürfte wesentlich empfindlicher

und weniger von zufälligen Ungenauigkeiten abhängig sein; dabei ist der Apparat, besonders auch für große Schrauben, viel einfacher; vergl. Fig. 134.

Die Schraube reitet mittels eines zentrischen Paßstückes, das eine kegelige Anbohrung besitzt, auf einer Stahlkugel, die auf der ebenen Stirnfläche eines Stahlbolzens liegt. Dessen Grundplatte wird vorher so justiert, daß die Kugel von der Stirnfläche nicht abrollt. Das Paßstück läßt sich in der Nabe durch die obere Druckschraube axial verschieben, und man regelt es so ein, daß nur eben noch stabiles Gleichgewicht vorhanden ist. Durch Annäherung an die indifferente Lage erzielt man beliebig hohe Empfindlichkeit. Eine kleine, dicht außerhalb der Flügelspitzen stehende Skala zeigt beim Herumdrehen der Schraube die etwaigen Höhenunterschiede der Flügel, die man durch Nacharbeiten oder durch Anbringen von Zusatzgewichten ausgleicht.

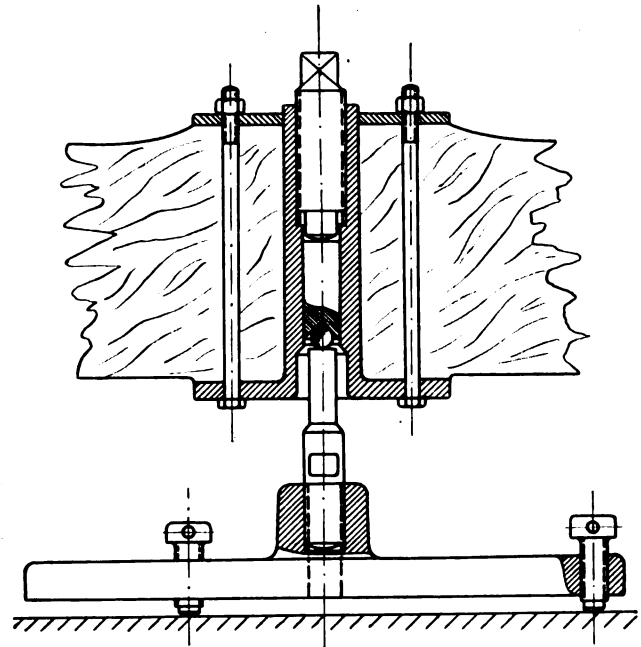


Fig. 134.

Zur Geometrie der Flügelformen.

Wir haben schon früher (Bericht für 1911, S. 38 f.) den Versuch unternommen, geometrische Bestimmungen ausfindig zu machen, die geeignete Flügelprofilformen ergeben. Dadurch soll vor allem das unbefriedigende Tasten beseitigt werden, dem man beim Durchprobieren willkürlich gewählter Formen sonst verfällt. Man möchte durch schrittweise Variation einzelner Bestimmungszahlen die Formen systematisch abwandeln oder ineinander überleiten können, um zusammenhängende Versuchserien zu bekommen. Andererseits soll es die Möglichkeit geben, die betreffenden Formen ohne genaue Zeichnung oder umständliche, punktweise Koordinatenangabe in jedem einzelnen Fall so bestimmt zu beschreiben, daß man sie darnach mit jeder gewünschten Genauigkeit reproduzieren kann. Durch die Ergebnisse der mitgeteilten Versuche erlangt die geometrische Flügelbestimmung schließlich noch insofern eine besondere Bedeutung, als es sich für günstige Leistung sehr wichtig erwiesen hat, Unstetigkeiten in den Wölbungen zu vermeiden. Geringe Stetigkeitsfehler von kaum bemerkbarem Betrage hatten bei Serie VI schon erhebliche Verschlechterungen zur Folge. Diese Forderung läßt sich nur dadurch ganz erfüllen, daß man Formen benutzt, die nach einem zusammenhängenden, stetigen Gesetz berechnet oder konstruiert sind.

Im erwähnten früheren Abschnitt hatten wir einige Formen angegeben, die dem Zwecke wohl entsprechen könnten, wenn es sich hier nur um Formen geringsten Luftwiderstandes handelte, wie man sie bei Luftschiffkörpern und auch bei solchen Konstruktionsteilen von Flugmaschinen gebraucht, die mit möglichst geringem Widerstand passiv durch die Luft gezogen werden. Solche Formen sind natürlich symmetrisch zur Fahrtrichtung. Bei den aktiven Teilen, wie Drachenflügel, Steuerflossen oder Luftschraubenflügel, welche die Aufgabe haben, bei möglichst geringem Widerstand in ihrer Bewegungsrichtung eine möglichst kräftige Luftwiderstandskomponente quer dazu hervorzurufen, kommt es aber auf unsymmetrische Formen an, und solche in passender Art zu erzeugen, ist geometrisch bedeutend schwieriger.

Die symmetrischen Formen, von denen wir damals ausgingen, empfahlen sich, wie sofort einleuchtete, sehr gut für Luftschiffkörper. Wir gaben auch Wege an, um sie unsymmetrisch abzubiegen, doch konnten die erhaltenen Formen aus verschiedenen Gründen noch nicht recht befriedigen.

Seitdem haben wir nun auch einige ziemlich brauchbare unsymmetrische Formen entwickelt; dazu hat der Verfasser schon in seinem Göttinger Vortrag¹⁾ eine tabellarische Übersicht mit den zugrunde liegenden Formeln veröffentlicht. Hierauf beziehen sich die Formbenennungen in den Zahlentabellen zu den Serien VI, VIII, X, welche schon verschiedene nach diesen Bestimmungen konstruierte Profile enthalten. Wir müssen den damaligen kurzen Erklärungen sogleich noch einiges Nähere nachtragen.

Dazwischen wollen wir aber noch auf eine vielleicht künftig wichtige Form verweisen, die Prof. Prandtl im Anschluß an den erwähnten Vortrag mitgeteilt hat.²⁾ Es ist zunächst wieder eine symmetrische Umrißkurve, ähnlich der von uns angegebenen »doppelt-parabolischen«. Vor dieser hat sie aber den Vorteil größerer Vielseitigkeit, insofern die Kurvengleichung zwei beliebig wählbare Parameter besitzt, durch deren Wahl man die Umrißlinie sehr verschiedenartig abwandeln kann. Nachteilig ist vielleicht für den praktischen Gebrauch, daß man es dabei im allgemeinen mit gebrochenen Exponenten zu tun hat, wodurch die Handhabung etwas unbequem wird. Doch wird man den Zweck auf ganz einfache Weise kaum erreichen können.

Um nun unsymmetrische Flügelprofile daraus zu erzeugen, schlägt Prandtl vor, die Ordinaten derart bestimmter symmetrischer Formen mit Kreisbögen, Parabeln o. dgl. zu überlagern. Wir haben diesen Gedanken früher nicht erwähnt, weil wir darauf ausgingen, womöglich so einfache Gleichungen für die fertige Form zu erhalten, daß man aus den darin vorkommenden Bestimmungsgrößen in einfacher Weise die Hauptabmessungen berechnen kann, die man bisher allgemein zum Darstellen der Form benutzt (größte Flügelhöhe, Wölbungstiefe, Kantenwinkel, Krümmungsradien an den wichtigsten Punkten usw.). Denn dann könnte man umgekehrt die Konstruktionsgrößen selbst an Stelle an sich gleichgültiger Parameter als Bestimmungsgrößen in die Kurvengleichungen einführen, so daß man z. B. zu gegebener Profildicke, Winkeln o. dgl. sogleich die entstehende Form berechnen könnte. Bei unserer damals angegebenen Form war das ohne weiteres möglich, wie es die beigefügten Berechnungen zeigten. Entsteht die schließliche Form aber durch Überlagerung zweier Kurven verschiedener Gattung, von denen die eine an sich schon auf verwickelten Exponentialausdrücken beruht, so dürfte das kaum noch

möglich sein. Man ist dann, um z. B. einen Flügel von bestimmter Dicke zu erzeugen, wie es durch Festigkeitsbedingungen oder andere Rücksichten häufig vorgeschrieben sein wird, darauf angewiesen, durch weitläufiges Probieren die einzusetzenden Parameter derart zu ermitteln, daß die gewünschte Form herauskommt. Für praktische Konstruktionen scheint das kaum durchführbar. Ferner hat man es bei der gedachten Überlagerung symmetrischer Kurven mit Kreisbögen o. dgl. nicht in der Hand, das Profil auf einer Seite geradlinig zu begrenzen. Praktisch möchte man aber, um die an sich schon umständliche Herstellung von Schraubenflügeln möglichst einfach zu gestalten, darauf ausgehen, mit einerseits ebenen oder geradlinig begrenzten Profilformen insoweit auszukommen, als beiderseits gekrümmte Formen sich noch nicht endgültig als hinreichend überlegen erwiesen haben. Es ist zwar möglich, daß auch die Krümmungsunstetigkeit am vordersten Punkte der Druckseite schädlich ist, die sich bei den bisher von uns untersuchten Formen dadurch ergibt, daß wir als Druckseite Tangenten der vorderen Abrundungskurve benutzt haben. Wir fußten aber auf der Annahme, daß geringe Unstetigkeiten an der Druckseite kaum einen merklichen Einfluß haben dürften, denn aus früheren Versuchen (Abschnitt 2) wissen wir, daß selbst sehr grobe Unregelmäßigkeiten und Vorsprünge hier nur geringen Einfluß haben.

Wir haben uns deshalb vor allem bemüht, geeignete Formen für die Saugseite allein ausfindig zu machen.

Die erwähnte Übersicht (Tafel I in Heft 3, S. 49, 1912) beginnt mit der Kreissichel- bzw. Segmentform, deren Bestimmungsweise ohne weiteres klar ist.

Dann folgen einige Spiralen mit einfachen Gleichungen in Polar-Koordinaten, die von selbst unsymmetrische Kurven ergeben, wie wir sie brauchen. Am einfachsten ist die hyperbolische Spirale ($r = a/\varphi$) eine Kurve, die sich selbst immer ähnlich bleibt, denn die einzige Bestimmungsgröße a in der Gleichung bedingt lediglich den Maßstab der Zeichnung. Wir nennen sie die Maßstabskonstante. Das Flügelprofil entsteht dadurch, daß man eine Berührungssehne als Druckseite anlegt, welche den äußeren Kurvenast unter dem gewünschten Austrittskantenwinkel ϵ_a schneidet. Mit der Wahl dieses Winkels und des Maßstabes (also der Flügelbreite) liegt die Form des Profils bereits vollkommen fest. Wie man aus der zugehörigen Tafelabbildung sieht, ergeben sich mit zunehmendem ϵ_a bald sehr dicke Profile. An der Schraubenflügelwurzel hat man solche aus Festigkeitsgründen nötig. Wir haben also die Möglichkeit eine Schraube mit geradlinig begrenzter, bzw. rein schraubenförmiger Druckfläche durchweg nach hyperbolischen Spiralen zu konstruieren und nach dem Ergebnis unserer Serie VI mag solche Form vielleicht recht günstig sein. Doch wollen wir dem Umstand, daß die hyperbolische Spirale dort das beste Profil von allen ergab, keine besondere Bedeutung beimessen. Rechnerisch genügt die Form übrigens nicht den oben geäußerten Wünschen. Die Berechnung des zu einer gegebenen Dicke gehörigen Kantenwinkelmaßes o. dgl. verlangt die Lösung transzendenter Gleichungen. Man ist also auf zeichnerische Behandlung angewiesen. Aber sie gestaltet sich praktisch sehr einfach, da man in der leicht zu zeichnenden, sich immer ähnlich bleibenden Kurve die Verhältnisse ein für allemal genau genug bestimmen kann.

Die parabolische Spirale (dieser Name ist nach der Art der Gleichung wohl berechtigt, wenn er nicht schon eingeführt sein sollte) umgibt nicht, wie die hyperbolische, den Ursprung asymptotisch mit zahlreichen Windungen, sondern sie entspringt aus ihm mit dem Winkel $\varphi = 0$, und man kann den Fahrstrahl bei $\varphi = 180^\circ$ als

¹⁾ Diese Z. 1912, Heft 3, S. 44.

²⁾ ebenda S. 50.

Druckseite benutzen. Wenn man aber kleine Schnittwinkel der Kurve mit dem Fahrstrahl vorschreibt, wie es für die Austrittskante eines Flügelprofils nötig ist, so bleibt r bei kleinem φ und in den beiden ersten Quadranten noch so klein, daß gar keine merkliche Abrundung entsteht. Die Form ist also praktisch gar nicht von einer scharf zugespitzten unterschieden. Die Profile haben den Charakter eines Parabelsegmentes und unterscheiden sich von Kreissegmenten nur dadurch, daß die größte Höhe etwas mehr nach vorn gerückt ist. Bei sehr kleinem ϵ_a wird auch dieser Unterschied so geringfügig, daß die Form der Kreissichel fast völlig gleich wird. Bei der Serie VI mit $\epsilon_a = 6,5^\circ$ hatten Versuche mit dieser Form deshalb keinen Zweck.

Ähnliches gilt, nur in etwas schwächerem Maße, auch für die logarithmische Spirale. In Serie X, mit $\epsilon_a = 20,3^\circ$ ist sie einmal verwendet worden.

Die als Arcus-Sinus-Spiralen bezeichnete Kurven-gattung wäre, wie aus den in der Tafel gezeichneten Beispielen ersichtlich, recht vielseitig verwendbar, wenn nicht gegen so unbequeme, transzendente Gleichungen die oben hervorgehobenen praktischen Rücksichten sprächen. Rechnungen sind unmöglich; man hat zeichnerisch zu verfahren, wie bei der hyperbolischen Spirale; nur ist das Probieren hier viel umständlicher. Der Exponent c beeinflusst hauptsächlich die vordere Abrundung, je höher man c wählt, um so mehr spitzt sich die Abrundung zu. Die Konstante k beeinflusst die Größe des Austrittswinkels. Mit $k = 1$ ist $\epsilon = 0$. Die Kurve ist dann vorher konkav eingezogen. Durch etwas kleineres k erzielt man, wie im Beispiel II der Tafel mit $k = 0,95$ gezeigt, daß die Einwölbung fortfällt und ein positiver Austrittswinkel entsteht. Wird k in dieser Höhe und $c = 2$ gewählt, so erzielt man, wenn noch die Ordinaten in geeignetem Maße reduziert werden (vgl. das Beispiel Ia) Formen, die sich den besten unserer Versuchsreihen gut anpassen.

Weiterhin sind nun die beiden parabolischen Kurven angeführt, die früher ausführlich besprochen wurden. Die an sich sehr schöne rechnerisch auch genügend einfache »doppelt-parabolische« Kurve hat als Flügel-form in der hier zunächst in Betracht gezogenen Anwendungsweise mit zur Achse paralleler Tangente als Druck-seite den Nachteil, daß die Abrundungskurve an der Druck-seite sehr weit nach hinten reicht. Die Kopflänge e ergibt sich zu fast einem Drittel der ganzen Länge, sie wirkt der Saugseitenwölbung zu stark entgegen. Schon bei der »einfach-parabolischen« Form, wo das gleiche in schwächerem Maße zutrifft, zeigte sich¹⁾ zwar eine gute Kraftausnützung bei kleinem Anstellwinkel, aber ζ_{\max} war nicht sonderlich hoch (s. Serie XII). Benutzt man als Druckseite statt der zur Achse parallelen eine näher der Spitze schräg angelegte, die Achse vorn schneidende Tangente, so scheint die Form wiederum allzuscharf zu werden, da die Länge beträchtlich wächst, die parabolische Spitze aber gleich bleibt. Übrigens geht dadurch die Einfachheit der geometrischen Berechnung zum großen Teil verloren, die einen Hauptvorteil dieser Kurvengattung bildet.

Die brauchbarsten Formen mit ganz einheitlichem Gesetz für die Saugseite scheinen bisher also neben der hyperbolischen Spirale die Arcus-Sinus-Spiralen, und, für zugleich auch gewölbte Druckseite die nach Prandtschem Vorschlag durch Überlagerung entstandenen Arten zu sein. Sie haben alle den erwähnten Nachteil, keine direkte Berechnung der Konstruktionsgrößen zuzulassen. Die Kurven können alle nur durch punktweise Berechnung mehr oder weniger umständlich konstruiert werden.

Vielleicht ist es aber praktisch, doch noch einen anderen Weg einzuschlagen. Wahrscheinlich genügt es zur Vermeidung aerodynamischer Verluste noch, wenn man unter Verzicht auf ganz strenge Stetigkeit der Kurven und Einheitlichkeit des Gesetzes den Umriß aus einzelnen Stücken bequemer Kurvengattungen zusammensetzt, am einfachsten aus Kegelschnitten, sofern nur Sprünge des Krümmungsradius an den Übungspunkten vermieden werden. Man braucht dann u. U. garnicht zu rechnen; der Konstrukteur kann sich geläufiger Konstruktionen bedienen, die ihm die Arbeit sehr erleichtern.

Aus diesem Gedanken sind die beiden letzten Formen entstanden, die in der Tafel I (Heft 3) aufgeführt sind.

Bei der »kreiselliptischen« Form ist, wie schon früher erwähnt, und wie aus der beigegebenen Figur in jener Tafel leicht verständlich, die Saugseite aus je einem Kreis-, Ellipsen- und Parabelstück zusammengesetzt. Stellt man sich die freilich nicht zu begründende, aber die Konstruktion sehr erleichternde Bedingung, daß im höchsten Punkte B des Profils, wo Ellipse und Parabel aneinanderstoßen, zugleich auch der Parabelscheitel liegen soll, und wird ferner gleicher Krümmungsradius für Ellipse und Parabel in B , sowie für Kreis und Ellipse in A vorgeschrieben, so ergeben sich ziemlich einfache Zusammenhänge, die in den beigegebenen Formeln ausgedrückt sind und bequeme Berechnung der hauptsächlichsten Konstruktionsgrößen gestatten. Man kann bei gegebener Länge B noch eine der Größen ϵ , S oder s beliebig wählen, dann ergeben sich die Übrigen von selbst, die ganze Form liegt bereits fest. Für nicht zu kleine Werte von ϵ erhält man recht schöne Formen. Bei $\epsilon = 6,5^\circ$, wie es in der Serie VI vorgeschrieben war, wird sie aber freilich zu flach und scharf. Sie unterscheidet sich dann praktisch nur noch sehr wenig vom Kreissegment.

Läßt man die willkürliche Bedingung, daß der Scheitel der Parabel in B liegen soll, fort, so bleibt eine weitere Bestimmungsgröße zur beliebigen Wahl frei, sodaß man auch bei kleinem ϵ brauchbare Formen erhält.

Die letzte Profilart jener Tafel, als »Dreiparabelform« bezeichnet, scheint sich in mancher Hinsicht ganz besonders zu empfehlen. Der Umriß ist aus drei Parabelbögen zusammengesetzt, von denen der dritte, der die Druckseite bildet, im hier zunächst betrachteten Grenzfall zur Geraden wird. Sie schließt sich bei D an die Parabel II an, welche die Spitze, bzw. die vordere Abrundung bildet, diese geht in B zur Parabel I über, die bis zur hinteren Spitze reicht. Die parabolische Eintrittskurve entspricht einer theoretischen Forderung (vgl. Bericht 1911, S. 37), wonach die Abrundungsform sich dem parabolischen Charakter der Strömungslinien an der Spitze anschmiegen soll.

Am Übergangspunkt der Eintrittskurve zur Druckseite ist hier, wie bei allen bisher erwähnten Formen, ein Krümmungssprung unvermeidlich. Man darf annehmen, daß er hier ganz unschädlich ist, sobald er hinter dem vorderen Staupunkt oder Spaltungspunkt der Strömungslinien liegt.

Am oberen Übergangspunkt, von der Eintrittsparabel zum Saugseitenbogen, läßt sich der Krümmungssprung vermeiden. Es ergibt sich eine nicht ganz naheliegende, aber praktisch recht einfache Konstruktion, durch die man ohne jede Rechnung aus gegebenen Hauptabmessungen die Form erhält. Die Konstruktion scheint für praktische Zwecke recht gut geeignet und soll deshalb hier kurz vorgeführt werden. Dabei benutzen wir das zur Deutlichkeit übertrieben dick gewählte Beispiel in Fig. 135.

Um das System der drei ineinander übergehenden Parabelbögen festzulegen, sind zunächst 7 Bestimmungsgrößen frei zu wählen. Zwei davon beziehen sich lediglich

¹⁾ In einer demnächst zu veröffentlichenden Versuchsreihe.

auf die Druckseitenwölbung. Saugseite und Eintrittsbogen sind von fünf Bestimmungen abhängig, die sich durch die Bedingung gleicher Krümmung der Parabeln I und II in ihrem Übergangspunkte P auf 4 vermindern. Als solche sind gewählt: der Austrittskantenwinkel ε_a , die größte Profilhöhe H , eine die Flügelbreite bestimmende, allerdings nicht ganz mit dieser identische Länge $L = AE$ und der Winkel ε_e zwischen der Übergangstangente in P und der Sehnenrichtung. Durch diese Bestimmungsgrößen ist ein Tagentenviereck des Profils gegeben. Es ist in Fig. 135 mit starken Linien ausgezogen. Wir kennen zunächst nur einen Berührungspunkt der Parabeln auf den Tangenten, nämlich den Punkt A , in welchem die Austrittskante entstehen soll. Daher können wir die bekannte Hüllkonstruktion zunächst noch nicht anwenden, nach der man einen Parabelbogen aus zwei Tangenten mit gegebenen Berührungspunkten sehr bequem erhält. Diese Konstruktion ist aber später zu benutzen und deshalb im hinteren Teil der hier mit I bezeichneten Rückenparabel angedeutet: man teilt die Tangentenabschnitte in gleiche Teile (hier 4) und verbindet die Teilpunkte wechselweise.

Scheiteltangente liegen müssen, und das Lot von F_I auf die so gefundene Scheiteltangente ist die Achse der Parabel I. S_I ist ihr Scheitel, $F_I S_I$ der halbe Parameter p . Nun ergeben sich leicht die Berührungspunkte der Tangenten: die Länge der Tangentenabschnitte zwischen Achse und Scheiteltangente wird jenseits der Scheiteltangente abgetragen, wie in der Fig. 135 durch Klammern angedeutet. So erhält man einerseits den höchsten Punkt des Profilsrückens, andererseits den Übergangspunkt P , in welchem sich die Eintrittsparabel II anschließen soll. Mit der schon erwähnten Hüllkonstruktion kann man die Parabel I nun leicht von A bis P zeichnen.

Aus der Bedingung gleicher Krümmung der Parabeln I und II im Übergangspunkt P ist nun die Parabel II zu konstruieren, welche andererseits die Profilschne, bzw. die Strecke AE berühren soll.

Der Krümmungsradius einer Parabel im beliebigen Punkt P ergibt sich bekanntlich als $\varrho = \frac{p}{\sin^3 \tau}$, wenn p der Parameter der Parabel und τ der Winkel ist, welchen

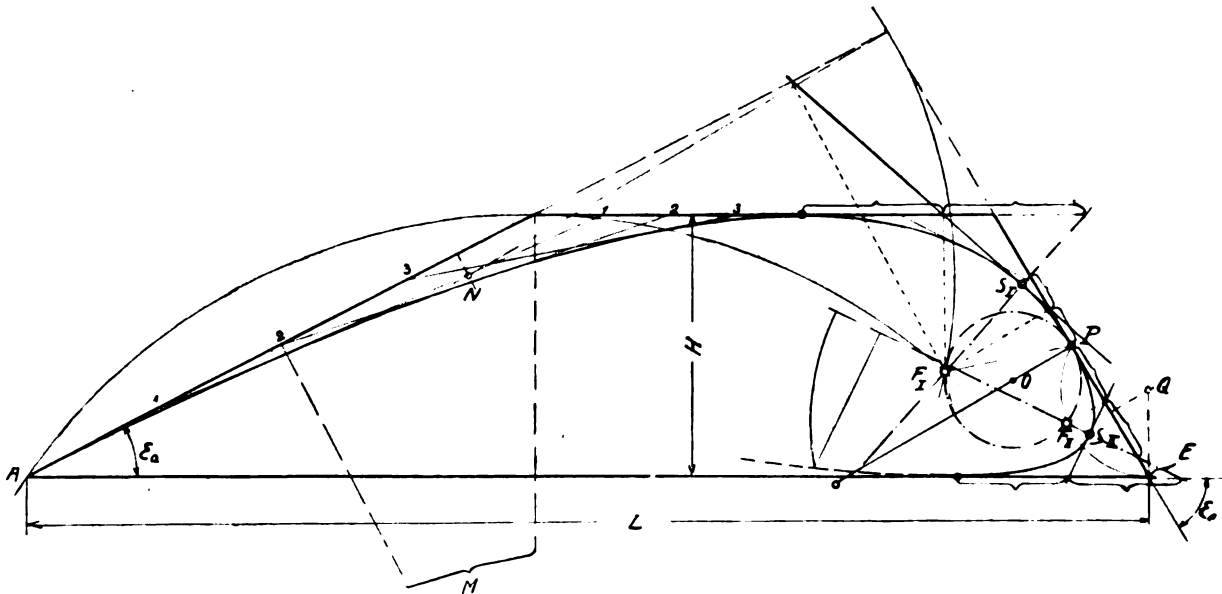


Fig. 135.

Die fehlenden Berührungspunkte sind leicht zu finden, sobald wir Brennpunkt und Scheitel der Parabeln haben. Diese bestimmen wir zunächst für die Parabel I, für welche drei Tangenten und der eine Berührungspunkt A gegeben sind.

Je zwei Tangenten mit einem Berührungspunkt ergeben einen geometrischen Ort für den Brennpunkt, nämlich einen Kreis, der gefunden wird, indem man auf dem gegebenen Abschnitt der einen Tangente das Mittellot errichtet und es zum Schnitt bringt mit einem im Schnittpunkt beider Tangenten auf der anderen errichteten Lot. Aus dem Schnittpunkt der beiden Lote schlägt man mit der Länge des letzteren einen Kreis, der also durch die hintere Spitze A geht, den gegebenen Tangentenabschnitt zur Sehne hat und die andere Tangente berührt. Diese Konstruktion können wir zweimal anwenden: mit der Austritts- und Rückentangente und dann mit der Austritts- und der Eintrittstangente. Wir erhalten also zwei solche Kreise (die Mittelpunkte sind mit M und N bezeichnet), die beide durch A gehen. Ihr anderer Schnittpunkt ist der gesuchte Brennpunkt der Parabel I. Wir wollen ihn mit F_I bezeichnen. Den etwas umständlichen Beweis für diese Behauptung wollen wir hier übergehen.

Nun ist die Scheiteltangente der Parabel I leicht zu finden: von F_I auf die drei gegebenen Tangenten gefällte Lote ergeben auf diesen drei Punkte, die sämtlich auf der

die in P an die Parabel gelegte Tangente mit ihrer Achse einschließt. Man kann ϱ leicht konstruieren: das in F_I auf der Verbindungslinie $F_I P$ errichtete Lot schneidet auf der in P errichteten Normalen die Strecke $\frac{1}{2} p / \sin^3 \tau$ also $\frac{1}{2} \varrho$, ab. Das kann man aus den drei aneinander grenzenden kleinen Dreiecken leicht übersehen, deren erstes den halben Parameter $F_I S_I = p/2$ als lange Kathete und den Winkel τ als gegenüber liegenden Winkel hat. Die Hypotenuse dieses Dreieckes ist also gleich $\frac{1}{2} p / \sin \tau$. Aus dem nächst anliegenden Dreieck ergibt sich in gleicher Weise, daß die Strecke $F_I P = \frac{1}{2} p / \sin^2 \tau$ ist, und schließlich ebenso, daß der angegebene Abschnitt auf der in P errichteten Normalen die Länge $\frac{1}{2} p / \sin^3 \tau$ hat.

Wir haben in Fig. 135 über dieser Strecke als Durchmesser einen Kreis geschlagen mit dem Mittelpunkt O , der natürlich durch den Punkt F_I geht. Wir können beweisen, wollen den Beweis aber wieder übergehen, daß auf ihm die Brennpunkte aller Parabeln liegen, welche sich in P mit gleicher Krümmung berühren. Der Kreis ist also ein Ort für F_{II} . Den zweiten Ort für diesen Brennpunkt F_{II} finden wir nach der schon anfangs benutzten Konstruktion als Kreis mit dem Mittelpunkt Q , den wir durch Errichten des Mittellotes über dem Tangentenabschnitt PE und durch das in E auf der anderen Tangente AE errichtete Lot er-

halten. F_{II} ist der Schnittpunkt des mit QE um Q geschlagenen Kreises mit dem vorher aus O über der Normalen P gezogenen. Nun bestimmt sich in gleicher Weise wie schon oben durch Lote von F_{II} auf \overline{PE} und \overline{AE} leicht die Scheiteltangente weiter, die Achse der Parabel II und schließlich deren Berührungspunkt auf \overline{AE} , so daß man die Eintrittsparabel zeichnen kann.

Um weitere Punkte dieser Parabel jenseits ihres Berührungspunktes an \overline{AE} zu finden, die man zum Anschluß der dritten Parabel braucht, falls die Druckseite gewölbt ist, benutzt man die in der Fig. 135 noch mit angedeutete Konstruktion: man schlägt aus F_{II} einen beliebigen Kreis, trägt von dessen Schnittpunkt mit der Achse aus nach dem Scheitel hin die Länge $\rho_{II} = 2 \cdot \overline{F_{II}S_{II}}$ ab und errichtet im so gefundenen Punkte ein Lot. Der Schnittpunkt dieses Lotes mit dem Kreis ist ein Punkt der Parabel.

Wenn es Interesse hat, kann man nun die Konstruktion leicht zur Druckseitenparabel fortsetzen, falls die Richtung der Übergangstangente und ferner der Winkel gegeben ist, den die Druckseite an der Hinterkante A mit der Profilschne bilden soll (früher mit δ_a bezeichnet). Man möchte statt ersteren Winkels lieber die Wölbungstiefe T der Druckseite als Bestimmungsgröße einführen, die den bisher allgemein üblichen Gepflogenheiten gemäß die Form besser kennzeichnet als der Übergangswinkel. Damit entsteht aber eine etwas umständliche, bisher nur durch Probieren zu lösende Aufgabe: die Parabel III so zu bestimmen, daß sie die Austrittstangente in A , die Tiefentangente und die schon vorhandene Parabel II berührt. Wir wollen einstweilen darauf nicht näher eingehen.

Die Konstruktion vereinfacht sich sehr, wenn man die willkürliche Bedingung hinzunimmt, daß der Scheitel S_I der Parabel I in den Übergangspunkt P fallen soll. Dann fällt eine weitere Bestimmungsgröße fort, statt des Tangentenviereckes ist nur ein -dreieck für die ganze Rückenform bestimmend. Brauchbare Formen ergeben sich aber nur in ziemlich engen Grenzen, etwa wie im zweiten Beispiel der Tafel III gezeigt, wo überdies der Winkel $\epsilon_e = 60^\circ$ gewählt ist, was besondere einfache Verhältnisse ergibt: die Achse der Eintrittsparabel halbiert ϵ_e . Solche Formen scheinen für Fälle, wo hohe Flächenausnutzung verlangt wird, gut geeignet. Im Beispiel der Fig. 135 fällt S_I hinter P_I , so daß die Krümmung der Saugseite zwischen P_I und S_I vorübergehend zunimmt, um jenseits S_I wieder abzunehmen. Das Beispiel ist der Deutlichkeit wegen so gewählt. Bei flachen Formen liegt S_I vor P , außerhalb der Umrißkurve. Mit der Wahl der Winkel und der Höhe H hat man es bequem in der Hand, die geeigneten Verhältnisse vorauszubestimmen. Wählt man allerdings zu flache Winkel, so rückt P stark an E heran, die Eintrittsparabel wird immer kleiner und spitzer; schließlich fällt P jenseits von E , so daß die Form unmöglich wird. Dazwischen liegen aber sehr schöne, flach-fischförmige Kurven, die sich für hohe Kraftausnutzung gut eignen.

Formen vom Typus der Kreiselipptischen (Nr. 1 bis 4 in Serie VI) lassen sich aber nach der Dreiparabelform nicht darstellen. Für feineren Ausbau solcher Versuche wäre es erwünscht, einen vollkommen gesetzmäßigen Übergang zwischen diesen erzeugen zu können.

(Fortsetzung folgt.)

Funkentelegraphische Ortsbestimmung in Luftfahrzeugen.

Von Oberleutnant Schmid, München.

Dr. Max Dieckmann hat, wie er in der „Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt“, Heft 23, darlegte, erneut gezeigt, daß eine Ortsbestimmung funkentelegraphisch in Luftfahrzeugen möglich ist.

Die von Dieckmann angegebene Methode des Schätzens der Entfernung auf Grund einer Lautstärkemessung läßt sich durch systematische Prüfung einer oder zwei Sendestationen bezüglich der Abnahme der Lautstärke mit zunehmender Entfernung so ausarbeiten, daß aus der gemessenen Lautstärke von einer bzw. zwei Sendestationen unmittelbar die Entfernung des Empfängers (also des Luftfahrzeuges) von der Sendestation angegeben werden kann.

Bei der Verwendung der Lautstärkemessung lassen sich die Erfahrungen, die in der Praxis mit den Landstationen gemacht wurden, ausnutzen.

Die Lautstärkemessung beruht auf folgendem Prinzip (Fig. 1).

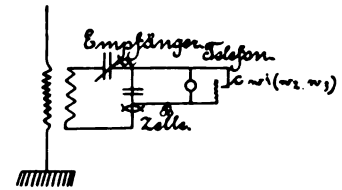


Fig. 1.

In einem Empfänger schaltet man parallel zum Telephon einen Kurbelwiderstand (am geeignetsten Konstruktion S und H).

Beim Empfang wird so viel Widerstand w_1, w_2 usw. eingeschaltet, bis der Empfang im Telephon verschwindet.

Im Kreis ABC ist der Gesamtwiderstand

$$w_I = \frac{w_t \cdot w_1}{w_t + w_1} \quad (w_t = \text{Widerstand des Telefons}).$$

$$w_{II} = \frac{w_t \cdot w_2}{w_t + w_2} \text{ usw.}$$

Die Ströme i_1 (i_2 usw.), und damit die Lautstärken, verhalten sich

$$\begin{aligned} i_1 : i_2 &= \frac{w_t \cdot w_2}{w_t + w_2} : \frac{w_t \cdot w_1}{w_t + w_1} \\ &= 1 + \frac{w_t}{w_1} : 1 + \frac{w_t}{w_2}. \end{aligned}$$

Der Ausdruck: $1 + \frac{w_t}{w_1}$ ($1 + \frac{w_t}{w_2}$ usw.) gibt also den Wert des Empfanges an, d. i. die Lautstärke.

Mißt man öfters zu verschiedenen Zeiten auf verschiedene Entfernungen die Lautstärke einer Sendestation, so findet man, daß die Lautstärke mit zunehmender Entfernung — wie schon längst bekannt — abnimmt.

Die Abnahme ist, wie viele Aufnahmen zeigen, gleichmäßig (s. Fig. 2).

Beispiel: Auf 20 km Entfernung von der Sendestation konnten 20 Ohm parallel geschaltet werden, bei einem 1000 ohmigen Telephon beträgt dann $1 + \frac{w_t}{w} = 51$, oder umgekehrt betrug die Lautstärke 51, so ist die Entfernung von der Sendestation 20 km.

Bei Landstationen tritt diese Gleichmäßigkeit der abnehmenden Lautstärke nicht immer ein, da hier das Zwischengelände, Absorption, atmosphärische Störungen eine Rolle mitspielen und so die Kurve ungleichmäßig gestalten lassen.

Bei den FT-Stationen in Luftfahrzeugen dagegen fallen diese Beeinflussungen fort, und es wurde bei vielen Fahrten in Luftfahrzeugen die Erfahrung gemacht, daß der Empfang in Luftschiffen wesentlich lauter als bei Landstationen ist und daß sich infolgedessen die Zu- und Abnahme der Lautstärke der Sendestation genau feststellen läßt (vgl. auch Jahrbuch der drahtlosen Telegraphie und Telephonie Band 5, Erfahrungen der radioelektrischen Versuchsanstalt Göttingen).

Durch einige Versuchsfahrten im Luftfahrzeug kann festgestellt werden, wie die Abnahme der Lautstärke einer bestimmten FT-Station, z. B. Frankfurt a. M., erfolgt.

Damit ein möglichst einwandfreies Ergebnis erhalten wird, sollen diese Versuchsfahrten zu verschiedenen Tageszeiten — Morgen-, Abend- und Nachtstunden — ausgeführt werden. Bei jeder Fahrt werden die Lautstärken gemessen. Durch Vergleich der verschiedenen Lautstärken erhält man eine mittlere Lautstärkenkurve (s. Fig. 2).

In einer Karte werden um die betreffenden Stationen Kreise z. B. von 50 zu 50 km, eingetragen und dabei die Lautstärke beigesetzt (Fig. 3).

Sendet die Sendestation immer mit der nämlichen Energie und werden beim Empfänger die Zellen vorher genau geprüft, so bleiben die Ergebnisse dieselben.

Wird also z. B. im fahrenden Schiff von Frankfurt die Lautstärke 30 ($L = 30$) aufgenommen, so befindet sich das Fahrzeug auf 100 km von Frankfurt.

Um den Ort, wo sich das Schiff zur Zeit der Aufnahme befindet, zu bestimmen, wird auch die Lautstärke einer zweiten Sendestation, z. B. Koblenz, gemessen (Beispiel $L = 5$).

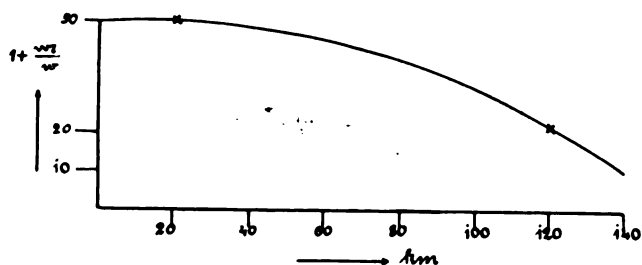


Fig. 2.

Nach den vorher angestellten systematischen Versuchen weiß man, daß für Koblenz einer Lautstärke $L = 1$ eine Entfernung von 50 km entspricht.

Das Luftfahrzeug befindet sich also auf den Schnittpunkten der beiden Kreise A_1 oder A_2 (s. Fig. 3).

Ob das Schiff in A_1 oder A_2 ist, läßt sich aus der Fahrtrichtung oder auch unter Zuhilfenahme einer dritten Station,

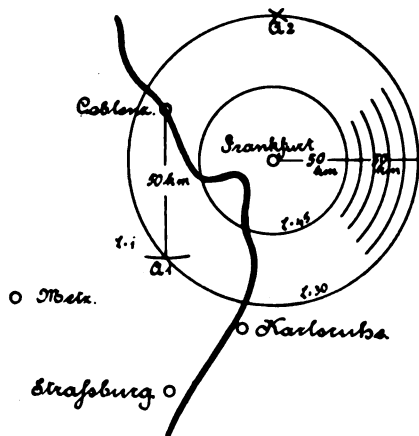


Fig. 3.

z. B. Straßburg, festlegen. Bei A_1 wird der Empfang von Straßburg lauter sein als bei A_2 .

Zur funkentelegraphischen Ortsbestimmung ist es erforderlich:

1. Festlegung der Lautstärke von zwei oder drei Sendestationen auf verschiedenen Entfernungen.

2. Eintragen der Entfernungen in eine Karte in Form von Kreisen und Einschreiben der Lautstärke.

Die Genauigkeit dieser Ortsbestimmung hängt selbstverständlich von der Sende- und Empfangsstation ab.

Zur Erzielung einer großen Genauigkeit ist folgendes nötig:

a) Die Sendestation muß dauernd mit derselben Energie zu vorher festgelegten Zeiten und mit bestimmten Zeichen senden. Dies läßt sich leicht durch automatische Geber erreichen, wie sie von der Gesellschaft für drahtlose Telegraphie hergestellt werden.

b) Auf der Empfangsstation (im Luftfahrzeug) muß immer der nämliche Telegraphist nach eingehender Prüfung und Einstellung des Empfangsapparates und der Zelle die Messungen ausführen.

Für Luftschiffverkehrsgesellschaften, die eine dauernde Luftschiffverbindung aufrecht erhalten, z. B. zwischen Düsseldorf und Baden, genügen zwei Sendestationen. Für diese Sendestationen genügt eine Reichweite von 300 bis 400 km bei einer Primärenergie von 5 bis 6 KW, da die Empfänger in

Luftschiffstationen infolge der geringen Störungen und des langen Antennendrahtes (50 bis 100 m lang) eine ausgezeichnete Aufnahmefähigkeit besitzen.

Die Darstellung der Ballongase.¹⁾

Von Dr.-Ing. A. Sander, Karlsruhe i. B.

Das ideale Gas für die Zwecke der Luftschiffahrt müßte folgende Eigenschaften haben: geringes spezifisches Gewicht, es darf die Ballonhülle nicht angreifen und darf nicht brennbar sein, mit anderen Worten: es muß chemisch indifferent sein, weiter soll es gegen Temperaturschwankungen möglichst unempfindlich sein, es soll leicht zu verflüssigen, nicht giftig und schließlich auch noch billig sein. Wenn es nur darauf ankäme, daß das zu verwendende Gas leichter als Luft ist, dann stünde uns allerdings eine ganze Reihe von Gasen zur Verfügung, deren spezifisches Gewicht und Auftrieb in der Tabelle I verzeichnet sind.

Tabelle I. Gase, die gegenüber atmosphärischer Luft einen Auftrieb haben.

Gas	Formel	Spez. Gew. (Luft = 1)	Gewicht kg pro cbm	Auftrieb
Wasserstoff	H ₂	0,07	0,09	1,20
Helium	He	0,14	0,18	1,11
Borwasserstoff	BH ₃	0,15	0,58	0,71
Methan	CH ₄	0,56	0,72	0,57
Ammoniak	NH ₃	0,59	0,77	0,52
Fluorwasserstoff	HF	0,69	0,89	0,40
Neon	Ne	0,69	0,89	0,40
Azetylen	C ₂ H ₂	0,90	1,16	0,13
Aethylen	C ₂ H ₄	0,97	1,25	0,04
Stickstoff	N ₂	0,97	1,25	0,04
Kohlenoxyd	CO	0,97	1,25	0,04
Luft von 0° C	—	1,00	1,29	0,00
Luft von 100° C	—	0,74	0,95	0,34
Leuchtgas	—	0,36–0,52	0,46–0,65	0,83–0,64
Wasserdampf von 100° C	H ₂ O	0,46	0,59	0,70

Von diesen Gasen sind mehrere zu schwer, um in der Praxis Anwendung finden zu können, andere sind ätzend und giftig, und wieder andere lassen sich nicht wirtschaftlich im großen herstellen. Zu diesen gehört auch das Helium, das im Jahre 1895 von dem englischen Chemiker Ramsay aufgefunden wurde. Es kommt dem Idealgas sehr nahe, denn es ist nicht nur sehr leicht, sondern auch chemisch vollständig indifferent — also auch nicht brennbar. Leider kommt es auf der Erde aber nur in so kleinen Mengen vor, daß an eine technische Verwertung nicht zu denken ist. Auch das Ammoniak besitzt Eigenschaften, die es als Füllgas wertvoll machen, wenn nicht andere unangenehme Eigenschaften dem im Wege stünden. Es ist nämlich sehr leicht in den flüssigen Zustand überzuführen und könnte daher bequem an Bord mitgenommen werden und zu Nachfüllungen während der Fahrt dienen. Diese Verwendung des Ammoniaks wurde schon vor mehr als 30 Jahren angeregt, zumal es billig darzustellen ist, allein seine Anwendung verbietet sich wegen seines unerträglich scharfen Geruches, wegen seiner Einwirkung auf die Ballonhülle und vor allem wegen seiner überaus großen Löslichkeit in Wasser. So kommt es denn, daß nur drei Gase bisher zum Füllen von Ballons Anwendung finden, nämlich erwärmte Luft, Leuchtgas und Wasserstoff. Mit diesen drei Gasen wollen wir uns nun etwas näher beschäftigen.

I. Heiße Luft.

Der erste erfolgreiche Aufstieg eines Heißluftballons fand bekanntlich am 5. Juni 1783 durch die Brüder Montgolfier statt. Es ist bekannt, daß sie zuerst mit Wasserdampf Versuche anstellten. Wasserdampf hat bei 100° C, wie aus der Tabelle ersichtlich, einen dem Leuchtgas nahekommenden Auftrieb, er wäre daher zur Füllung von Freiballons gut brauchbar, wenn nicht die leichte Kondensierbarkeit des Dampfes seiner praktischen Verwendung im Wege stünde. Als zweites Gas versuchten sie den Rauch zu verwenden, jedoch er

¹⁾ Nach einem Vortrag im Württembergischen Verein für Luftschiffahrt.

entwich sehr bald durch die Poren ihres Papierballons. Erst die Verwendung der heißen Luft führte sie zu dem ersuchten Ziele. Anfangs wurde der Ballon, der unten eine weite Öffnung hatte, an zwei Masten über einer Feuerstätte aufgehängt, wo er sich rasch aufblähte und emporstieg. Um ein längeres Verweilen in der Luft zu ermöglichen, war es jedoch erforderlich, die Wärmequelle an dem Ballon selbst anzubringen und mit in die Luft zu nehmen. So waren zwar die Aufstiege von längerer Dauer, zugleich aber hatte auch die Feuergefahr erheblich zugenommen. Der Heißluftballon hat auch noch andere Nachteile, so kann er nicht höher als bis zu 2500 m steigen, weil er in dieser Höhe bereits seine Gleichgewichtszone erreicht. Will man größere Höhen erreichen, so müßte man die Luft höher als auf 100° erhitzen, wodurch jedoch die Ballonstoffe zerstört würden. So kommt es, daß die Montgolfieren heute trotz mancher Verbesserungsvorschläge keinerlei praktische Bedeutung mehr haben und höchstens noch bei Schautellungen zu sehen sind.

II. Leuchtgas.

Weit größere Bedeutung als die heiße Luft hat für die Luftschiffahrt das Leuchtgas. Seine Einführung als Ballongas wird gewöhnlich dem Engländer Green (1818) zugeschrieben, die belgischen Chemiker haben jedoch dokumentarisch nachgewiesen, daß einer ihrer Landsleute das Leuchtgas schon im Jahre 1783, im gleichen Jahre also, in dem auch die heiße Luft und der Wasserstoff ihre erste Anwendung fanden, zum Füllen eines Ballons benutzt hat.

Heute sind in jedem größeren Ort vorhandenen Gasanstalten die Hauptausgangspunkte für Freiballonfahrten und die Menge des zu diesem Zwecke abgegebenen Gases ist in rascher Zunahme begriffen. Das Gas, das wir gewöhnlich als Leuchtgas bezeichnen, müßten wir eigentlich Steinkohlengas nennen, weil aus Holz, Öl u. a. Stoffen auch ein Leuchtgas gewonnen werden kann.

Das Leuchtgas ist farblos wie der Wasserstoff, an seinem charakteristischen Geruch aber leicht zu erkennen. Es ist kein einheitlicher Stoff, sondern ein Gemenge verschiedener Gase. Sein Hauptbestandteil ist der Wasserstoff, von dem im Durchschnitt 50% vorhanden sind. Die Zusammensetzung des Gases wechselt je nach der Qualität der Kohlen, der Konstruktion der Öfen, der Vergasungsdauer und der Temperatur, auf die die Retorten erhitzt werden. Wie die Zusammensetzung des Gases, so wechselt auch sein spezifisches Gewicht, was für den Luftschiffer von besonderem Interesse ist. Das spezifische Gewicht des Gases schwankt zwischen 0,36 bis 0,52 (auf Luft = 1 bezogen), was einem Auftrieb von 0,83 bis 0,62 kg pro cbm entspricht. Die Wünsche der Luftschiffer und der Konsumenten, die das Gas zur Beleuchtung und Heizung benutzen, gehen in diesem Punkte auseinander, denn die Luftschiffer ziehen ein leichtes, wasserstoffreiches Gas vor, das ihnen einen großen Auftrieb sichert, während zu Beleuchtungszwecken das schwerere, an leuchtenden Bestandteilen reichere Gas vorteilhafter ist. Immerhin findet man in Deutschland nur verhältnismäßig wenig Werke, deren Gas mehr als 0,45 spezifisches Gewicht hat; dies ist nur da der Fall, wo ausschließlich schlesische Kohlen destilliert werden oder wo viel Wassergas zugesetzt wird. Bei den meisten deutschen Gaswerken beträgt das spezifische Gewicht des Gases sogar nur 0,40 bis 0,41, was einem Auftrieb von 0,776 bis 0,763 kg pro cbm entspricht. Es wurde schon gelegentlich des Luftschiffertages in Frankfurt a. M. 1909 von Generaldirektor v. Oechelhäuser darauf hingewiesen, daß der dem Reglement des Internationalen Luftschiffer-Verbandes zugrunde liegende Wert 0,700 für den Auftrieb des Leuchtgases zu niedrig bemessen ist, weil er dem spezifischen Gewicht von 0,44 entspricht.

Ausgehend von der Beobachtung, daß während der Destillation der Kohlen aus den Retorten Gas von wechselnder Zusammensetzung entweicht, und daß besonders gegen Schluß der Destillation ein sehr leichtes, wasserstoffreiches Gas gewonnen wird, hat man schon vor vielen Jahren angeregt, diese letzten Anteile, die ohnehin von geringem Heizwert sind, getrennt von dem übrigen Gas aufzufangen und für die Luftschiffahrt nutzbar zu machen. Dieses Verfahren würde jedoch die Gasgewinnung wesentlich komplizieren; es hat daher keine Anwendung in der Praxis gefunden. Dagegen ist man in der letzten Zeit mit Erfolg dazu übergegangen, aus dem fertig gereinigten Leuchtgas durch Erhitzen auf höhere

Temperaturen ein leichtes Gas zum Füllen von Ballonen herzustellen. Die Versuche, auf diesem Wege die schweren Kohlenwasserstoffe aus dem Gase zu entfernen, sind nicht neu; schon im Jahre 1894 hatte Bunte und andere noch früher beobachtet, daß auf diese Weise aus gewöhnlichem Leuchtgas ein Gas mit ungefähr 80% Wasserstoff und einem spezifischen Gewicht von etwa 0,20 erhalten werden kann. Der Übertragung dieser günstigen Laboratoriumsergebnisse in die industrielle Praxis scheinen sich unvorhergesehene Schwierigkeiten in den Weg gestellt zu haben, denn das Verfahren geriet in Vergessenheit. Erst im Jahre 1909 konnte auf dem Frankfurter Luftschiffertage Generaldirektor Dr.-Ingenieur von Oechelhäuser die mit großem Beifall aufgenommene Mitteilung machen, daß es ihm im Verein mit der »Deutschen Kontinental-Gas-Gesellschaft« in Dessau gelungen sei, aus dem Leuchtgas durch einfaches Erhitzen auf ungefähr 1200° C ein spezifisches Ballongas herzustellen. (S. S. 168 Heft 13. Jahrgang 1910, W. v. Oechelhäuser, Mitteilungen über das neue Dessauer Ballongas.) Die Apparatur, in der die Zersetzung des Gases vorgenommen wird, ist recht einfach. Man bedient sich einer mit kleinstückigem Koks gefüllten, hoch erhitzten Retorte, in die auf der einen Seite gewöhnliches Leuchtgas einströmt, während das zersetzte Gas am anderen Ende austritt. Bei der hohen Temperatur werden die Kohlenwasserstoffe in ihre Bestandteile zerlegt: $\text{CH}_4 = \text{C} + 2\text{H}_2$. 1 Vol \rightarrow 2 Vol; der dabei entstehende Wasserstoff bedingt eine Volumvermehrung des Gases um 20%, während der Kohlenstoff sich in der Retorte in Form von Ruß oder Graphit absetzt. Das aus den Retorten kommende Gas muß noch eine kleine Reinigungsanlage durchströmen, ehe es in den Gasbehälter gelangt. Wollte man das Gas direkt zum Füllen eines Ballons verwenden, so würde dies trotz der beträchtlichen Leistung der Retorten zu lange Zeit in Anspruch nehmen. Die Kosten für die Aptierung eines gewöhnlichen Retortenofens zur Erzeugung von Ballongas stellen sich einschließlich der Reinigungsrichtungen und der Gebläseanlage auf nur M. 3000 bis 4000, so daß man mit einer Preiserhöhung von 3 Pf. für den cbm rechnen muß. Da aber hier die Verteilung des Gases in das Stadtnetz wegfällt, die ungefähr ebensoviel Kosten verursacht als die Zersetzung, so ist es in Dessau und wohl ebenso auch anderwärts möglich, das Gas zum gleichen Preise wie gewöhnliches Leuchtgas (10 bis 13 Pf. pro cbm) abzugeben. Das spezifische Gewicht des Ballongases schwankt ebenso wie das des ursprünglichen Leuchtgases, und zwar zwischen 0,225 und 0,3; im Durchschnitt kann man also mit einem spezifischen Gewicht von 0,27 und demgemäß mit einem Auftrieb von 950 kg pro 1000 cbm rechnen. 1000 kg Auftrieb stellen sich dann auf M. 105 bis 137. Das Gas enthält ungefähr 80% Wasserstoff und nur 5 bis 7% Methan; es ist frei von Benzol und anderen schweren Kohlenwasserstoffen, die die Ballonhülle angreifen, es hat einen viel schwächeren Geruch als gewöhnliches Leuchtgas und ist infolge seines höheren Wasserstoffgehaltes auch gegen Temperaturschwankungen viel unempfindlicher als dieses. Der Ballon »Anhalt« unternahm mit dem neuen Gase gefüllt einige Probeaufstiege, die zur vollsten Zufriedenheit ausfielen; die Füllung des 1260 cbm fassenden Ballons nahm nur $\frac{3}{4}$ Stunden in Anspruch. Diese erfolgreichen Ergebnisse werden hoffentlich dazu beitragen, daß recht viele Gasanstalten in der nächsten Zeit einen ihrer Öfen zur Gewinnung von Ballongas einrichten.

Bedeutet dieses neue Verfahren auch für Freiballone einen wesentlichen Fortschritt, so ist kaum anzunehmen, daß es jemals für Motorluftschiffe Anwendung finden wird. Denn bei dem hohen Gewicht der Luftschiffe muß man darnach streben, ein Maximum an Auftrieb zu erzielen, um so die Leistungsfähigkeit so weit als möglich zu steigern. Es kann hier also nur das leichteste aller Gase in Betracht kommen und das ist nach wie vor der Wasserstoff.

III. Wasserstoff.

Der Wasserstoff wurde bekanntlich im Jahre 1766 von dem englischen Chemiker Cavendish zum ersten Male als ein von der Luft ganz verschiedenes Gas beschrieben und charakterisiert. In reinem Zustand ist er farb- und geruchlos und er verbrennt an der Luft mit schwach bläulicher, sehr heißer Flamme zu Wasser. Ein Gemisch von 2 Volumteilen Wasserstoff und 1 Volumteil Sauerstoff ist explosiv und unter dem

Namen »Knallgas« bekannt. Wasserstoff ist das leichteste Gas, das wir kennen, sein spezifisches Gewicht ist nach *Thomson* 0,069561 (bezogen auf Luft = 1); er ist also 14,37 mal leichter als Luft. Im Zusammenhang hiermit steht auch seine große Unempfindlichkeit gegen Temperaturschwankungen. Er ist sehr schwer zu verflüssigen, er löst sich kaum in Wasser und diffundiert sehr leicht durch die feinsten Öffnungen. Dies war auch der Grund, weshalb die Versuche der Brüder *Montgolfier*, Papierbehälter mit Wasserstoff zu füllen, keinen Erfolg hatten. Erst dem Physiker *Charles* gelang es im Jahre 1783 in Paris, einen mit Wasserstoff gefüllten Ballon zum Aufsteigen zu bringen. Zur Darstellung des Gases bediente sich *Charles* derselben Methode, die auch zu seiner Entdeckung geführt hatte: nämlich der Einwirkung verdünnter Säure auf Eisen. Die Füllung seines Ballons, der aus gummiertem Seidentaft hergestellt war und nicht einmal 40 cbm faßte, dauerte drei Tage und drei Nächte und es wurden dazu nicht weniger als 500 kg Eisenspäne und 250 kg Säure verbraucht. Die Gasentwicklung wurde dabei in aufrechtstehenden Fässern vorgenommen, weshalb das Verfahren den Namen *Tonnen-Verfahren* erhielt. Wie aus den oben angegebenen Zahlen ersichtlich ist, war dieses Verfahren nicht sehr leistungsfähig. Anfangs zwar ging die Gasentwicklung recht flott vonstatten, bald aber ließ sie nach, obwohl noch genügend unangegriffenes Material vorhanden war. Um diesen Übelständen abzuweichen, versuchte man es zunächst mit einer größeren Batterie von Fässern, die derart in Betrieb gesetzt wurden, daß immer die eine Hälfte Gas lieferte, während gerade die andere Hälfte frisch beschickt wurde. Das Material wurde nur schlecht ausgenutzt. Trotzdem blieb dieses Verfahren lange Jahre hindurch als einziges in Anwendung, denn auch das Verfahren von *Coutelle*, der durch Überleiten von Wasserdampf über glühendes Eisen Wasserstoff gewinnen wollte, erwies sich als wenig brauchbar für den Großbetrieb. Es war daher ein großer Fortschritt, als in den siebziger Jahren des vorigen Jahrhunderts das sog. *Zirkulationsverfahren* aufkam, um dessen Ausgestaltung sich besonders *Renard* und *Giffard* verdient gemacht haben. Hierbei wurde ebenfalls der Wasserstoff aus Eisenspänen und Schwefelsäure hergestellt; um jedoch das Eisen ganz auszunutzen, wurde die dabei entstehende Lösung von schwefelsaurem Eisen ständig abgelassen und durch frische Säure ersetzt. Es gelang *Giffard*, aus denselben Stoffmengen 30 mal mehr Wasserstoff zu gewinnen. Trotz dieses beträchtlichen Fortschrittes war der Wasserstoff noch recht teuer, denn 1 cbm stellte sich auf 50 bis 80 Pf., je nach dem Erlös für die als Nebenprodukt entstehende Lösung von Eisenvitriol. Erst gegen Ende der neunziger Jahre kam eine neue Wasserstoffquelle hinzu, die das alte Verfahren fast verdrängte. Es war dies der elektrolytische Wasserstoff, der von der Chemischen Fabrik *Griesheim-Elektron* in Griesheim a. M. von 1898 an für Luftschiffahrtzwecke abgegeben wurde. Der Wasserstoff entsteht in der genannten Fabrik als Nebenprodukt bei der Gewinnung von Ätznatron und Ätzkali. Diese Industrie hat heute einen solchen Umfang erreicht, daß allein die Chemische Fabrik *Griesheim-Elektron* in ihren drei Werken täglich die riesige Menge von 20 000 cbm Wasserstoff produziert. Trotzdem der Bedarf in den letzten Jahren stark zugenommen hat, wird nur ein Teil des Gases aufgefangen und in Stahlflaschen auf 150 Atmosphären komprimiert, während der andere Teil ungenutzt in die Luft entweicht. Durch die Abgabe dieses Gases zum Selbstkostenpreis hat die Chemische Fabrik *Griesheim-Elektron* wesentlich zur Förderung der Luftschiffahrt beigetragen. Denn mit den bis zum Jahre 1898 bekannten Verfahren zur Wasserstoffgewinnung wäre es fast unmöglich gewesen, in kurzer Zeit solch große Gasmengen herzustellen, wie sie vom Grafen *Zepelin* zu jener Zeit für die Versuche mit seinem ersten Luftschiff benötigt wurden. Ebenso lieferte die genannte Fabrik lange Jahre hindurch das Füllgas an die Militär-Luftschiffer-Abteilung in Berlin und auch *Parseval*-ballone erhalten ihre Füllung durch den elektrolytischen Wasserstoff derselben Firma. Wie bekannt, hat ja die Luftfahrzeug-Gesellschaft ihre Luftschiffwerft in Bitterfeld errichtet, und zwar unmittelbar neben dem Werk der Griesheimer Fabrik. Auch zahlreiche Freiballonfahrten haben in den letzten Jahren ihren Ausgang von Bitterfeld und Griesheim genommen, wo für diesen Zweck besondere Gasbehälter

mit einem Fassungsvermögen von 1500 cbm, entsprechend dem Normalvolumen der Freiballone, errichtet wurden.

Die Vorzüge des elektrolytischen Wasserstoffes vor dem aus Eisen und Säure gewonnenen, seine Reinheit und vor allem die Abwesenheit von Arsen, waren die Veranlassung, daß nun auch solche Anlagen gebaut wurden, bei denen der Wasserstoff das Hauptprodukt war. Man verwendet dabei als Elektrolyten Wasser, dessen Leitfähigkeit durch Zusatz von geringen Mengen Säure oder Alkali erhöht wird. Die sauren Verfahren sind in der letzten Zeit von den alkalischen ziemlich verdrängt worden, denn diese gestatten die Anwendung von eisernen und damit billigeren Gefäßen und zeichnen sich durch geringere Abnutzung der Elektroden aus. Der erste Wasserzersetzer für Luftschiffahrtzwecke wurde von dem Kommandeur der französischen Luftschiffertruppe *Renard* schon im Jahre 1890 konstruiert. Bei dem damaligen Stande der Elektrotechnik war es jedoch noch nicht möglich, mit diesem Apparat auf wirtschaftliche Weise größere Gasmengen herzustellen. Heute sind wir im Besitz einer ganzen Reihe brauchbarer Wasserzersetzungsapparate, von denen für Luftschiffahrtzwecke bisher besonders zwei Konstruktionen, der Apparat der *Elektrizitäts-A.-G. vorm. Schuckert & Co.* in Nürnberg und der von *Dr. Schmidt* erfundene Apparat der Maschinenfabrik *Oerlikon* bei Zürich, Anwendung fanden. Diese beiden Apparate sind zugleich die Vertreter zweier verschiedener Systeme. Der *Schmidt'sche* Apparat hat eine Anzahl von doppelpoligen Elektroden, die hintereinandergeschaltet und durch Asbesttücher voneinander getrennt sind. Der ganze Apparat hat das Aussehen einer Filterpresse und nimmt nur sehr wenig Raum ein. Es ist eine größere Anzahl solcher Apparate für Luftschiffahrtzwecke geliefert worden, darunter auch zwei Anlagen für die schwedische und russische Marine, die dazu bestimmt sind, in einem Seekriege einen Drachenfesselballon von einem Kriegsschiff aus aufsteigen zu lassen. Das *Schuckert'sche* Verfahren ist bereits seit 1898 in Anwendung; die Trennung der an den beiden Elektroden entstehenden Gase erfolgt hier nicht durch poröse Diaphragmen, sondern durch Metallglocken, die die Elektroden umgeben. Durch diese Anordnung wird zwar ein größerer Raum beansprucht als bei dem vorhergehenden Verfahren, zugleich aber bietet dies größere Sicherheit in bezug auf die Trennung der Gase; nach diesem Verfahren arbeiten zwei große Anlagen der deutschen Militärbehörde, die bis zu 50 cbm Wasserstoff und 25 cbm Sauerstoff stündlich liefern. Die Gase werden, um mitgerissene Lauge zu entfernen, durch Wäscher geleitet und in Gasbehältern gesammelt, von wo aus sie entweder direkt in den Ballon geleitet oder in einem Hochdruckkompressor verdichtet werden. Der Gasbehälter ist notwendig, weil die Elektrolyse zweckmäßig kontinuierlich betrieben wird, während die Kompressoren nur am Tage arbeiten. Die Behälter müssen daher so groß sein, daß sie die ganze während der Nacht erzeugte Gasmenge aufnehmen können. Die Kompressoren arbeiten in der Regel dreistufig und mit einem Enddruck von 150 Atm. Früher ging man mit dem Druck bis auf 200 Atm., doch ist man davon abgegangen, seitdem sich bei dem Luftschiffer-Bataillon in Berlin durch Explosion einer solchen Stahlflasche ein schwerer Unfall ereignete. Der Transport verdichteten Wasserstoffes in Stahlflaschen wurde zuerst durch den Engländer *Lane* eingeführt und ist seitdem allgemein üblich geworden. Für Luftschiffahrtzwecke verwendet man meist Flaschen von 36 bis 40 l Wassereinhalt, die bei 150 Atm. etwa 5 bis 6 cbm Gas fassen. Das Gewicht dieser Flaschen ist sehr hoch, es beträgt 65 bis 75 kg, so daß also ein Mann gerade eine solche Flasche tragen kann. Zum bequemeren Transport der Flaschen, besonders für militärische Zwecke, wurde von der *Neuen Automobil-Gesellschaft* in Berlin ein Lastautomobil erbaut, das bei 6000 kg Tragfähigkeit 80 Flaschen aufnehmen kann, die in vier Schichten übereinander gelagert sind. Durch Zugabe eines ähnlichen Anhängewagens können auf diese Weise 800 bis 1000 cbm Wasserstoff zu einer Nachfüllung ziemlich rasch an die Landungsstelle eines Luftschiffes befördert werden. Ähnliche Wagen für den Eisenbahntransport wurden von der Chemischen Fabrik *Griesheim-Elektron* konstruiert und haben sich gelegentlich der Frankfurter Luftschiffahrt-Ausstellung bestens bewährt. Ein solcher Wagen trägt 500 Flaschen, die zusammen 2750 cbm Gas enthalten.

(Schluß folgt.)

Ausstellungen.

Die diesjährige Pariser »Internationale Luftfahrzeug-Ausstellung« wird vom 26. Oktober bis 10. November im Pariser Grand Palais des Champs-Élysées von der »Chambre Syndicale des Industries Aéronautiques« veranstaltet unter offizieller Mitwirkung des Aéro-Club de France, der Fédération Internationale Aéronautiques, der Chambre Syndicale de la Navigation Automobile usw.

Ballone und Luftschiffe werden im Hauptschiff der Halle untergebracht, desgleichen die drei ersten Kategorien der Flugzeuge, die auch diesmal wieder in vier Kategorien eingeteilt werden. Während nun aber im Vorjahre Ausländer in allen Kategorien zugelassen waren, sind sie diesmal von den beiden günstigsten plazierten ausgeschlossen: die Kategorien 1 und 2 sind nämlich, wie die »Ständige Ausstellungskommission für die Deutsche Industrie« mitteilt, ausschließlich für französische Aussteller vorbehalten, und zwar die unter der Kuppel des Hauptschiffes untergebrachte Kategorie 1 (6000 Frs. pro Stand) für Flugzeuge von mindestens 100 km erprobter Leistung, die hierum gruppierte Kategorie 2 (4000 Frs. pro Stand) für Flugzeuge von mindestens 30 km erprobter Leistung. In der 3. und 4. Kategorie entfällt der Vorbehalt für französische Aussteller; in der dritten kostet der Stand 3000 Frs., in der vierten, die in der Erdgeschoß-Galerie untergebracht ist, nur 1500 Frs.

Anmeldungen sind bis zum 1. September an das Generalsekretariat der Ausstellung, 5, Rue Denis-Poisson, Paris, zu richten. Das Règlement Général liegt an der Geschäftsstelle der Ständigen Ausstellungskommission (Berlin NW., Roonstr. 1) vor.

Flugschau.

Der französische Flieger Legagneux stellte auf dem Flugfelde bei Compiègne einen neuen Schnelligkeitsrekord mit einem Fluggast an Bord seines Eindeckers auf, indem er eine Strecke von 150 km in 1 Std. 10 Sek. zurücklegte.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. L. 29 562. Steueranordnung für Flugzeuge mit vorderem und hinterem Steuer. Frederick William Lancheater, Birmingham; Vertr.: R. Deißler, Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke und Dipl.-Ingenieur W. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 1. 2. 10. E 18. 9. 12.

Priorität aus der Anmeldung in Großbritannien vom 14. 4. 09 anerkannt.

77 h. Sch. 39 247. Luftfahrzeug mit zwischen Tragkörpern angeordneten Tragflächen. Karl Bach, Langestr. 2, und Richard Schrader, Bahnhofstraße 49, Hagen i. W. A 12. 9. 11. E 18. 9. 12.

77 h. C. 19 349. Flugzeug mit nach unten konvexen Tragflächen, die durch ausschließbare Hilfsflächen vergrößert werden können. Dr. Joseph Cousin, Pertuis, Frankr.; Vertr.: H. Neuen-dorf, Pat.-Anw., Berlin W. 57. A 5. 7. 10. E 22. 9. 12.

77 h. Sch. 38 654. Vorrichtung zur Verankerung von Luftschiffen auf Wagen zwecks Führung in und aus Hallen. Ernst Schwierte, Duisburg, Fuldastr. 10. A 23. 6. 11. E 22. 9. 12.

77 h. B. 57 051. Schwingenflugzeug mit nach oben konvexen Flügeln. Marius Brémont, Vacluse, Frankr.; Vertr.: Dipl.-Ing. H. Caminer, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 10. 1. 10. E 25. 9. 12.

77 h. B. 61 262. Flugzeug mit Auftrieb erzeugendem Rumpf. Louis Blériot, Neuilly sur Seine, Frankr.; Vertr.: Dipl.-Ing. B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 17. 12. 10. E 25. 9. 12.

77 h. Sch. 35 588. Flugzeug mit paarweise angetriebenen Segelrädern. Kurt Schultze, Berlin-Pankow, Berlinerstr. 28. A 7. 5. 10. E 25. 9. 12.

77 h. J. 13 234. Bremsvorrichtung für Flugzeuge mit durch den Fahrtwind aufklappbaren Luftfangflächen. Iwan Imbert, Ramonchamps, Vosges, Frankr.; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 21. 12. 10. E 29. 9. 12.

77 h. P. 26 098. Einrichtung zum Steuern von Fahrzeugen durch elektrische Wellen. Thomas Ernest Raymond Phillips, Liverpool; Vertr.: E. W. Hopkins u. K. Osius, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 8. 12. 10. E 29. 9. 12.

77 h. B. 58 766. Starrschiff mit abgeschottetem Tragkörper und durchgehendem Mittelgang. Francis Edward Baron und Frau Mabel Baron, Hitchin, Engl.; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. A 21. 5. 10. E 1. 10. 12.

77 h. P. 25 064. Flugmaschine; Zus. z. Anm. P. 23 307. Karl W. Paul, Bremen, Osterdeich 135. A 26. 6. 09. E 1. 10. 12.

77 h. Sch. 39 623. Gerippe-Luftschiff. Dipl.-Ing. Johann Schütte, Danzig-Langfuhr. A 11. 11. 11. E 1. 10. 12.

46 a. M. 44 292. Viertaktexplosionskraftmaschine mit schwingendem Arbeitszylinder. Wilhelm Maybach, Cannstatt, Freiligrathstr. 9. A 15. 4. 11. E 11. 9. 12.

46 a. S. 32 415. Explosionskraftmaschine mit zwei Gruppen kreisender Kolben. Ignaz Sklenár, Budapest; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner u. E. Meißner, Pat.-Anwälte Berlin SW. 61. A 15. 10. 10. E 15. 9. 12.

46 c. B. 63 834. Vorrichtung zur Verstellung des Zündungszeitpunktes durch die Wirkung von Schwungmassen. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. A 14. 7. 11. E 11. 9. 12.

46 c. Sch. 38 210. Vorrichtung zum Zerstäuben und Einspritzen tropfbarer Flüssigkeiten in Räume, welche mit verdichteter Luft oder anderen Gasen angefüllt sind. Dr. K. Schreiber, Greifswald. A 20. 4. 11. E 15. 9. 12.

46 c. G. 34 865. Spritzvergaser mit einfacher Brennstoffdüse, mit einer gleichsachsig zur Hauptgemischleitung angeordneten Vorrichtung für die Nebenluftzufuhr und einem zylindrischen Drosselhahn. Jules Grouvelle, H. Arquembourg & Co., Paris; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner und E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 5. 8. 11. E 15. 9. 12.

46 c. C. 20 438. Spritzdüse für Vergaser. Charles Henri Claudel, Levallois-Perret (Seine), Frankr.; Vertr.: Dipl.-Ing. J. Tenenbaum u. Dipl.-Ing. Dr. Heinrich Heimann, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. A 3. 3. 11. E 15. 9. 12.

46 c. F. 33 013. Zündkerze. Paul M. C. Fladrich, Spandauerstr. 16, u. Georg Weise, Schulstr. 5, Charlottenburg. A 5. 9. 11. E 15. 9. 12.

46 a. L. 32 283. Explosionskraftmaschine mit zwei Gruppen von je drei sternförmig und in zwei parallelen Ebenen angeordneten Zylindern. Roger Pierre Felix Lemasson, Paris; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, Dipl.-Ing. C. Weihe, Dr. H. Weil, Frankfurt a. M. 1, u. W. Dame, Berlin SW. 68. A 28. 4. 11. E 1. 10. 12.

Priorität für den ersten Anspruch aus der Anmeldung in Frankreich vom 15. 6. 10 anerkannt.

46 a. P. 26 147. Zweitaktexplosionskraftmaschine mit Vorverdichtung der Luft im Kurbelgehäuse und mit vom Kolben gesteuerten Überströmkanal. Palous & Beuse, Neukölln. A 16. 12. 10. E 1. 10. 12.

46 c. D. 25 325. Vergaserregelung, hauptsächlich für Luftfahrzeuge. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. A 15. 6. 11. E 1. 10. 12.

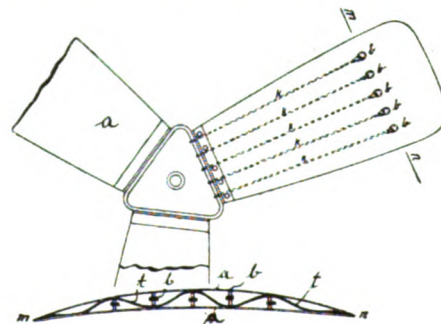
Patent-Erteilungen.

Kl. 46. 249 822. Steuerung für Viertaktmotoren. Robert Esnault-Pelterie, Billancourt, Seine, Frankr.; Vertr.: M. Mintz, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. 6. 2. 10. E 15 519.

46 a. 250 287. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern. Selma Kruk, geb. Berger, Berlin, Mariannenstr. 49. 29. 6. 11. K. 48 334.

Auszüge aus den Patentschriften.

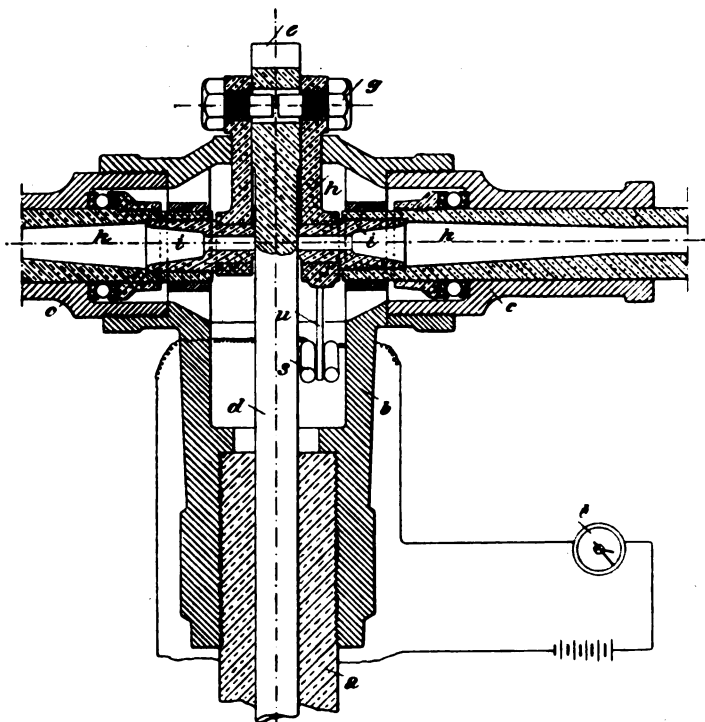
245 920. Propellerflügel. Rheinisch-Westfälische Sprengstoff-Aktien-Gesellschaft in Köln. — Entsprechend einer der erwünschten Steigung angepaßten Form wird ein wellenförmiges Blech *t* gebogen oder gepreßt, dessen Wellen quer zur Flügelfläche verlaufen. Auf beiden Seiten dieses Bleches *t* wird je ein Deckblech *a* aufgenietet oder aufgeschweißt. Mit der Nabe wird der Flügel vernietet oder verschweißt.



Zu Nr. 245 920.

Um der Zentrifugalkraft entgegenzuwirken, sind im äußeren Teile des Flügels Stehbolzen durch die beiden Deckbleche und das innere Wellenblech geführt und mit diesen vernietet oder verschweißt, und an diesen Stehbolzen *b* sind Drähte *k* befestigt, die durch die Hohlräume des Flügels geführt und am anderen Ende an der Nabe befestigt sind.

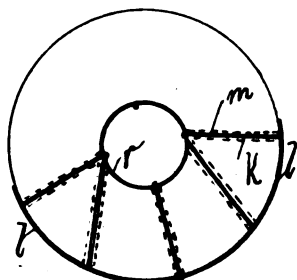
245 921. Vorrichtung zur Kontrolle der Einstellung der Propellerflügel von Luftfahrzeugen. Emanuel Spreckmeester und Simon Wynberg in Amsterdam. — Auf beiden Seiten einer Scheibe *e* sind kreuzförmig geneigte Kurvenschlitze *f* angebracht, in welche jederseits eine Zapfenschraube *g* gleiten kann. Mit jeder Zapfenschraube ist eine Kurbel *h* verbunden, faßt den Vierkantzapfen *i*, der seinerseits wiederum mit einem Propellerstiel *k* verschraubt ist. Der Stiel *k* läuft in ein gabelförmiges Ende aus, mit welchem die Propellerflügel befestigt sind. Eine Verschiebung der Scheiben *e* mittels Zugstange *d* überträgt sich auf die Kurbel *h* und die mit ihnen in Verbindung stehenden Propellerflügel. Die Neigung der schräg liegenden Schlitze *f* ist so gewählt, daß eine Selbsthemmung, außerdem aber eine genügende Neigungsverstellung bei verhältnismäßig geringer Zugbewegung eintritt.



Zu Nr. 245 921.

Der Kontrollapparat besteht in einem elektrischen Widerstand, der durch die Flügelneigung selbst verändert wird. Mit je einem Pol der Elektrizitätsquelle ist eine Widerstandsspule *s* verbunden. In die Leitung ist außerdem noch ein Strommesser *t* eingeschaltet. Die bogenförmigen Widerstandsspulen *s* sind mit geringem Abstand parallel nebeneinander gelagert, so daß sich zwischen ihnen ein leitender Stift *u* bewegen kann. Dieser ist in die Nabe einer Kurbel *h* eingesetzt und macht mithin jede Drehung des Propellerflügels *l* in gleicher Weise mit. Der Stift *u* hat beiderseits Anlage an den Widerstandsspulen *s* und vermittelt den Stromübergang zwischen beiden an der jeweils von ihm eingenommenen Stelle. Auf diese Weise wird je nach der Stellung der Flügel ein bestimmter Widerstand in die Leitung eingeschaltet und bei einer Änderung der Propellerneigung ein entsprechender Ausschlag am Strommesser hervorgerufen, aus welchem sich dann wiederum Rückschlüsse auf die Stellung der Propellerflügel machen lassen.

245 790. Halbstarrs Luftschiff. Michael Ruhland in Heinrichskirchen, Oberpfalz. — Die Erfindung betrifft halbstarrs Luftschiffe, deren Tragkörper von einem zentralen Rohr *r* durchbrochen werden. Die Erfindung besteht darin, daß das Ver-



Zu Nr. 245 790.

stärkungsrohr *r* mit dem Kiel *l* durch strahlenförmig angeordnete Rohre *k* verbunden ist, die in schlauchartigen Erweiterungen *m* der

Schottwände der Gashülle liegen und mit diesen leicht lösbar verbunden sind, wodurch eine leichte Zerlegbarkeit bei größtmöglicher Festigkeit und Leichtigkeit erzielt werden soll.

240 232. Schraube für Luftfahrzeuge. Wilhelm Obst in Cöthen, Anhalt. — Die Flügel bestehen aus einem Flechtwerk von schmalen Streifen, welche zwischen Rippen eingeflochten sind, die aus den Teilen einer aufgeschlitzten und verwundenen Platte bestehen.

241 611. Fallschirm für Luftschiffer. Robert Esnault-Pelterie in Billancourt, Frankr. — Ein den Luftschiffer umfassender, hinter einen Haken des Luftschiffgestelles greifender Sicherheitsgürtel ist an einem Fallschirm befestigt, welcher auf dem Luftschiffgestell an seiner Spitze durch einen Klemmhaken gehalten und an seiner dem Fahrtwind zugekehrt liegenden Eintrittsöffnung durch einen mittels Handzuges zereißbaren Stoffstreifen für gewöhnlich geschlossen gehalten wird.

242 895. Antriebs- und Steuervorrichtung für Luftschiffe. Ludwig Scheidemann in Düsseldorf. — An den Enden einer quer in der Gondel gelagerten Welle sind Flügel befestigt mit jalousieartigen Klappen, die durch feste Exzenter unter Vermittlung von Hebeln und Stangen geöffnet und geschlossen werden.

Bücher-Besprechungen.

»Buch des Fluges« unter Mitwirkung erster Fachautoritäten herausgegeben von Oberstleutnant Hermann Hoernes. Verlag: K. u. K. Universitätsbuchhandlung Georg Szelenzki, Wien. — Drei Bände, 2000 Seiten mit 1550 Figuren und 85 Kunstdrucktafeln. Preis geb. M. 63.—. — Der in den weitesten Kreisen als Luftschiffer und als Fachschriftsteller bekannte Herausgeber hat unter Mitarbeit anderer anerkannter Fachleute mit diesem schönen Werk eine umfassende Darstellung aller Gebiete der Luftfahrt geliefert. Im ersten Band bespricht der bekannte Luftschiffer und Herausgeber der »Wiener Luftschiffer-Zeitung« Viktor Silberer den Freiballon, dann Direktor Kassanone und Direktor Kastiglioni das Luftschiff. Eins der besten Kapitel bespricht den Flug der verschiedenen Tiere, von den vorweltlichen Pterosauriern Pterodaktylus, Archäopteryx (Hoernes) angefangen, bis zu den Vögeln, Insekten und den fliegenden Fischen. Der zweite, umfangreichste Band behandelt das Flugzeug und das Luftschiff (Kraftballon). Der dritte Band behandelt die letzte Entwicklung der Luftfahrt. Die verschiedenen Anwendungsgebiete der Luftfahrt werden eingehend erörtert, so insbesondere die Kriegsluftschiffahrt. Ebenso das Luftrecht (Prof. Sperl). Ein ausführliches Kapitel ist den Todesopfern der Luftfahrt gewidmet. Weitere Kapitel behandeln die verschiedenen Luftschiffervereine, die Luftnavigation (Oblt. Kraft von Helmhacker), die Luftschifferkarten (Dr. Peucker), die Hygiene der Luftfahrt (Dr. H. v. Schrötter), aerologische Forschungen (Prof. Berson) und die verschiedenen Irrwege der Luftschiffahrt (Prof. Gostkowski). Die theoretischen Fragen werden in den Kapiteln »Technologie«, »Luft, Wolken und Winde«, in »Luftwiderstand«, »Luftschrauben« behandelt. Auch die »Motoren« (Prof. Goebel) werden beschrieben, jedoch ohne Trennung in Luftschiff- und Flugmotoren. Die Kapitel »Theorie der Flugdrachen« (Ingenieur Kraus und Ingenieur Kazmayr) und »Kraftballone, Luftschiffe« (Prof. Budau) und »interessante Detailkonstruktionen« (Ingenieur Járny) sind namentlich für Fachleute geschrieben. Endlich enthält das Werk noch Abhandlungen über »Flugpreise und Flugwettbewerbe« und über »Gaserzeugung, Luftschiffhallen«, »Biographien hervorragender Luftschiffer« etc. Die Kapitel »Theorie des Freiballons, Ballonmaterial, Fesselballon und Fallschirme, Technologisches und Gastechnik« sind trotz guter Abbildungen etwas dürftig ausgefallen und umfassen nicht ganz die Bedeutung der vorliegenden Materie. Bei der Besprechung der Haupttypen, sowie der letzten Konstruktionen von Flugzeugen wäre eine schärfere Trennung bewährter Systeme von nichtflugfertigen Vorschlägen zu empfehlen. Die den Pionieren der Luftfahrt sowie deren Opfern gewidmeten einfachen, sich jeder Überhebung enthaltenden Worte gehören zusammen mit den Photographien zu den schönsten Teilen des Buches. In den beiden Abschnitten »Irrwege der Fluglehre und aeronautisches Erfinderland« von Gostkowski und Wächter wird dem Leser das in vielen Fällen recht traurige Los der Erfinder geschildert. Alles in allem bietet sich uns in dem Hoerneschen Buch ein Werk dar, das von großem Nutzen für die Fachwelt wie auch für die gebildete Laienwelt sein wird. Der Verlag hat es sich angelegen sein lassen, diesem großen Werke durch klaren Druck auf bestem Papier in gediegem Einband (besonders sei auf den Buchschmuck von Fräulein Tanna Hoernes und die verschiedenen Buntdrucke hingewiesen) eine ausgezeichnete Ausstattung zu geben. Herrn Hauptmann Hoernes gebührt für sein schönes Werk der wärmste Dank aller an der Luftfahrt interessierten Kreise und ist diesen drei Büchern eine große Verbreitung zu wünschen.

A. V.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BULOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

DR.-ING. H. FÖTTINGER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG L. E.

DR. FRITZ HUTH
GEH. REG.-RAT E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
DR.-ING. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

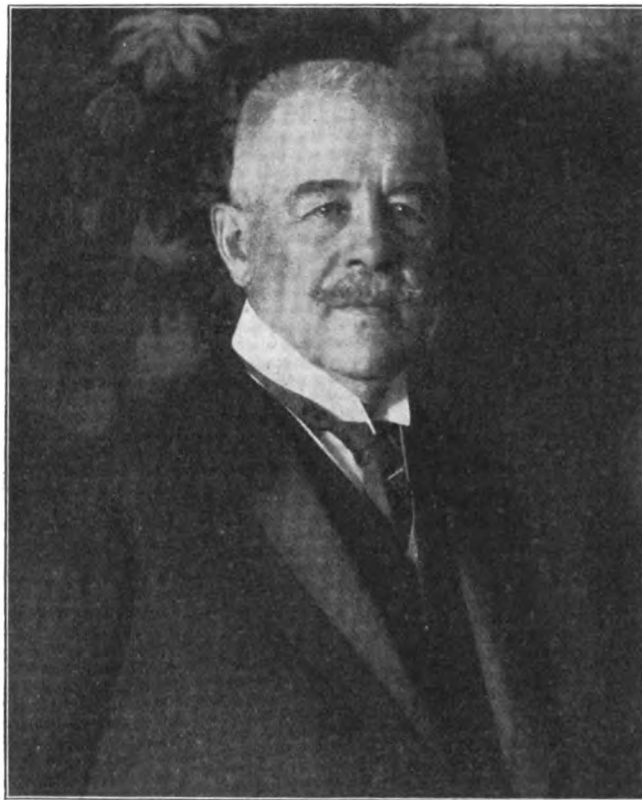
Jahrgang III.

31. August 1912.

Heft 16.

RUDOLF VON OLDENBOURG †.

Herr Generalkonsul Kommerzienrat Rudolf Ritter v. Oldenbourg, Mitinhaber der Verlags- und Buchdruckereifirma R. Oldenbourg in München und Berlin, wurde 1845 als Sohn des Verlagsbuchhändlers R. Oldenbourg geboren, der damals Teilhaber und Geschäftsleiter der Münchener Zweigniederlassung der J. G. Cottaschen Buchhandlung war. Er trat 1861 als Lehrling in die J. Rickersche Universitätsbuchhandlung in Gießen ein. Nach Beendigung der Lehrzeit und kürzerem Aufenthalt in dem unter väterlicher Leitung stehenden Geschäfte begab er sich zu weiterer Ausbildung nach Paris. Wieder daheim, begründete er 1868 eine eigene Firma, die später nach Auflösung der Münchener Niederlassung der Cottaschen Buchhandlung, deren Verlag der Vater Oldenbourgs übernahm, in die väterliche Firma überging, in die er als



Rudolf von Oldenbourg

Teilhaber eintrat. Im Jahre 1890 übernahm er das väterliche Geschäft in Gemeinschaft mit seinen Brüdern

München, 24. August 1912.

Hans und Paul. Außer der großen Verlagsbuchhandlung betreibt die Firma R. Oldenbourg eine Buchdruckerei, Großbuchbinderei und galvanoplastische Anstalt. Das neueste große Unternehmen der Firma, die »Illustrierten Technischen Wörterbücher in sechs Sprachen«, von denen bereits 11 Bände erschienen sind, wird in allen Fachkreisen als eine großartige Schöpfung von nationaler Bedeutung gerühmt. 1881 übernahm er das italienische Konsulat. Wien natürlich, blieb die berufliche und öffentliche Tätigkeit Herrn von Oldenbourgs nicht ohne Beachtung und Anerkennung. Zahlreiche Ordensauszeichnungen wurden ihm zu teil. 1886 erhielt er die Ernennung zum Kommerzienrat. Als er 1908 die Stelle als italienischer Generalkonsul niederlegte, nachdem er das Konsulat 27 Jahre geführt hatte,

wurde er mit dem Titel eines italienischen Generalkonsuls honoris causa ausgezeichnet. Er war Rittmeister a. D. und hat dem Vaterlande in zwei Feldzügen gedient.

Die Redaktion.

Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläumstiftung der deutschen Industrie.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann, Lindenberg. (Schluß.)

10. Einige Versuche mit bis zur Nabe reichenden, aber noch prismatischen, auf der Druckseite ebenen Flügeln.

Serie XII.

Die bisherigen Versuche waren mit »Flügelementen« ausgeführt, d. h. mit Flügelstücken, die der versuchstechnischen Einfachheit wegen in der Mitte einen verhältnismäßig großen Teil frei ließen, wie man es aus Fig. 95, S. 170, ersieht. Die folgenden Versuche sollten einen Übergang bilden zur Untersuchung eigentlicher Schrauben; zugleich sollten einige besondere Fragen der Profilausbildung noch näher geklärt werden.

In ersterer Hinsicht kam es darauf an, zu erfahren, wieviel in der Flächenausnutzung und im Gütegrad durch Ausnutzung des mittleren Flächenstückes gewonnen wird. Der Ausschnitt beträgt etwa $\frac{1}{5}$ der ganzen, von den Flügelspitzen umschriebenen Kreisfläche; ob nach seiner Beseitigung die Flächenausnutzung und der Gütegrad entsprechend steigen würden, konnte fraglich sein, weil bei der prismatischen Form die inneren Flügelstücke nur wenig

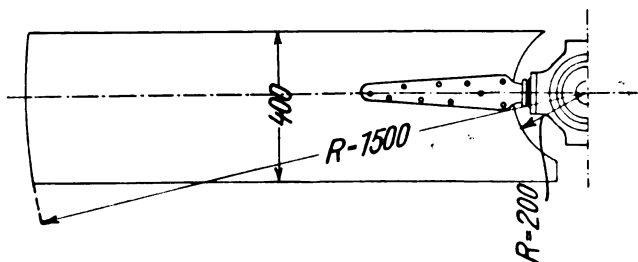


Fig. 136.

Luft beschleunigen. Die Versuche zeigen aber, daß der Gütegrad ungefähr in dem Verhältnis in die Höhe geht, das dem Flächenzuwachs entspricht.

Die Umrißform der jetzt untersuchten Flügel ist in Fig. 136 angegeben. An der Nabe verbleiben, wie man sieht, noch einige durch die prismatische Form und durch die Verstellvorrichtung bedingte Unregelmäßigkeiten. Der äußere Durchmesser ist auf 3,0 m herabgesetzt, während wir bisher immer rd. 3,6 m Durchmesser hatten. Für die weiteren Versuche mit eigentlichen Schrauben war es wichtig, praktisch zu erproben, ob wir mit Rücksicht auf die wachsenden Ungenauigkeiten bei unserer großen Versuchsmaschine soweit mit dem Durchmesser herabgehen dürften. Die Ergebnisse zeigen, daß die Genauigkeit noch genügt. (Ein vorgängiger Versuch mit 2,5 m Durchmesser hatte nicht mehr befriedigt.) Die Drehzahlen wurden mög-

lichst erhöht: sie gehen meist bis nahe an 600 i. d. M. (früher meist nur bis 400). Die Flügel dieser Serie sind alle aus Holz gearbeitet.

Die mit dieser Umrißform untersuchten Flügelprofile sind in Fig. 137 zusammengestellt. Die weiteren Figuren enthalten die Messungsergebnisse in bekannter Weise, doch mit dem Unterschied gegen früher, daß an Stelle der Werte p und m die von den zufälligen Abmessungen der Schraube unabhängigen Größen p und m getreten sind. Es ist nach früherem

$$p = \frac{P}{R^4}; \quad m = \frac{M}{R^5}$$

(vgl. Bericht für 1911, S. 8 u. f.). Die so umgerechneten Werte sind für Schrauben beliebiger Größe unmittelbar vergleichbar. In den bisherigen p - und m -Kurven hat man, da der Halbmesser R der Schrauben durchweg 1795 mm betrug, die p durch $1795^4 = 10,4$ und die m durch $1795^5 = 18,6$ geteilt zu denken.

Die Profile haben noch ebene Druckseiten mit der bisherigen Breite von 400 mm; im übrigen sind sie nach verschiedenen Gesichtspunkten gewählt: Nr. 2 ist kreiselliptisch; Nr. 4, 5, 6 und 8 sind Dreiparabelformen; gewisse feinere Unterschiede sollten dabei studiert werden, auf die wir nicht näher eingehen. Nr. 3 ist die einfachparabolische Form von gleichem Austrittskantenwinkel wie Nr. 2. Nr. 7 ist mit eingereiht als Anfangsform einer später folgenden ausführlichen Serie, die in besonderer Weise über den Einfluß des Austrittskantenwinkels ϵ_a Aufschluß geben soll. Der Winkel ist zunächst ungewöhnlich groß, eine absichtliche Übertreibung, um seinen Einfluß deutlich zu machen.

In der nachstehenden Tabelle 10 sind diese Profile wieder nach abnehmenden Werten des Gütegrades geordnet. In Fig. 144 sind die p - und m -Kurven zusammengestellt, in Fig. 145 die C - und ζ -Kurven.

Die Leistungsunterschiede innerhalb dieser sieben Formen sind recht klein. Die Höchstwerte von ζ liegen zwischen 70 und 74%. Da wir hier mit einer Fehlergrenze von etwa $\pm 2\%$ zu rechnen haben, nämlich je $\pm 1\%$ bei p und m , also in C und ζ doppelt soviel infolge der Quotientenbildung, so müssen wir die Formen als ziemlich gleichwertig ansprechen. Für die meisten ist das nach Früherem nicht befremdend.

Besonders zu beachten ist aber Form 7 mit dem sehr großen Winkel und starker Krümmung an der Austrittskante. Man möchte davon eine bedeutende Verschlechterung erwarten. Sie entfernt sich aber nicht weit von den übrigen. Bei $\alpha_a = 0$ liefert sie kleineres m und höheres C und ζ als alle anderen, außer Nr. 3. Die Höchstwerte von C und ζ bleiben unterhalb denen der übrigen, aber doch nur auffallend wenig. Man sieht also, was wir schon früher, bei Serie VIII und X, bemerkten, daß der Austrittskantenwinkel keinen großen Einfluß hat.

Ferner haben wir hier zum ersten Male eine Form mit weit in die Druckseite einspringendem Eintrittsbogen

Tabelle 10. Übersicht zu Serie XII.

Flügel Nr.	Gattung	Höhe H mm	Ab- rundung S_r mm	Austritts- winkel ϵ_a^0	C_{\max} und zugehöriges				ζ_{\max} und zugehöriges				Winkelbereich mit $\zeta > 70\%$ (α_a^0)
					ζ^0	p	α_a^0	ϵ_a^0	ζ^0	C	p	α_a^0	
2	Kreiselliptisch	50	32,0	10,5	8,4	67,0	0,35	5,5	74,2	6,8	0,75	12,5	6,7 — 20,3 = \approx 13,5
4	Dreiparabel-Form	57	8,5	18,0	7,4	69,7	0,52	6,7	74,1	6,8	0,73	10,5	6,8 — 20,5 = 13,5
3	Einfach parabolisch	50	34,0	10,5	9,2	57,6	0,20	2,3	73,0	6,5	0,78	13,0	7,2 — 18,5 = 11,5
5	Dreiparabel-Form	54	14,0	14,5	7,1	64,8	0,47	7,0	72,6	6,3	0,81	13,0	9,6 — 20,2 = 10,5
6	»	56	7,0	15,4	7,0	66,7	0,52	7,0	72,0	6,0	0,90	13,7	9,0 — 20,5 = 11,5
8	»	56	6,5	16,8	6,8	63,5	0,47	6,7	70,5	5,7	0,90	14,7	12,2 — 16,8 = 4,0
7	Kreiselliptisch	54	32,0	38,8	6,7	61,4	0,45	5,8	69,8	4,7	1,21	20,0	—

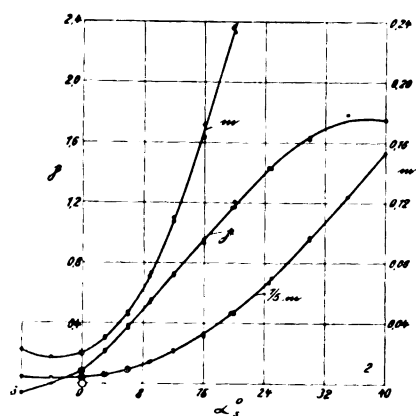


Fig. 138.

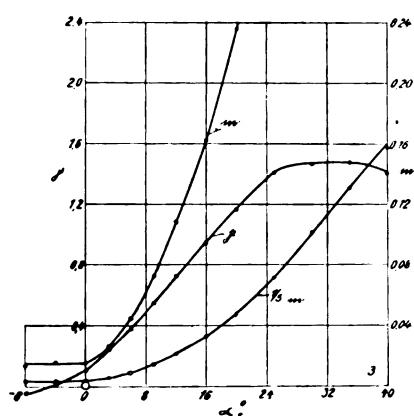


Fig. 139.

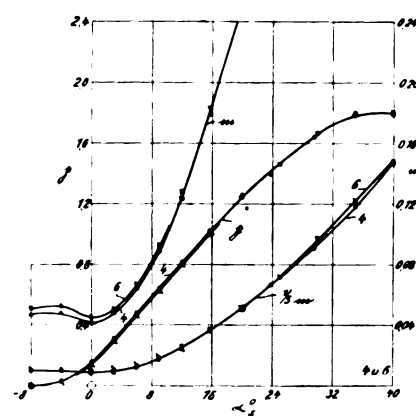


Fig. 140.

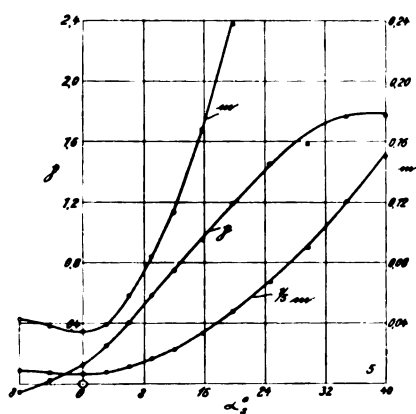


Fig. 141.

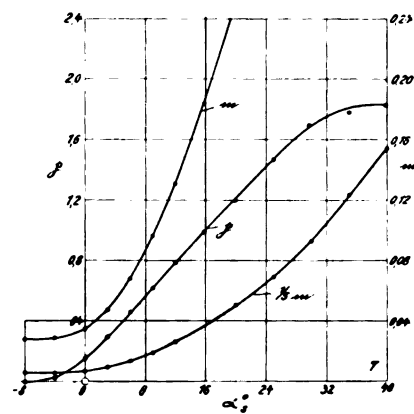


Fig. 142.

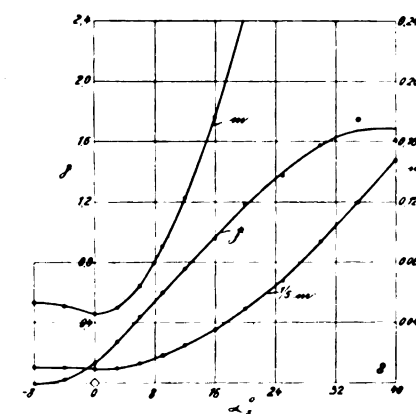


Fig. 143.

Fig. 138 bis 143.
Versuchskurven zu Serie XII.

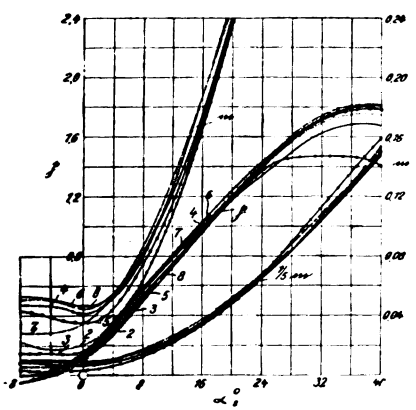


Fig. 144.

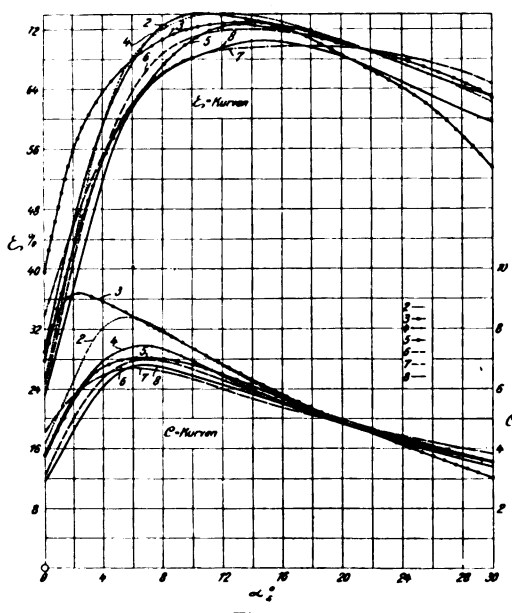


Fig. 145.

Fig. 144 bis 145.
Zusammenstellungen zu Serie XII.

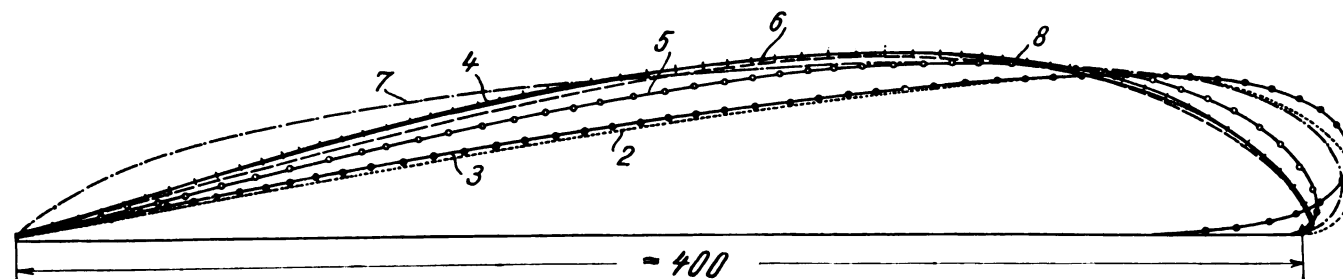


Fig. 137. Profilformen zu Serie XII.

benutzt: die einfach-parabolische Form Nr. 3. Wie aus Fig 137 ersichtlich, haben wir dabei darauf verzichtet, die Druckseite mit der ebenen Breite von 400 mm wie bei den übrigen beizubehalten, weil dann die Gesamtbreite mit dem vorspringenden Kopf sich zu weit von den übrigen entfernt hätte, und der Vergleich mit den übrigen dann praktisch nicht mehr gerechtfertigt schien. Es ist die Gesamtlänge gewählt worden, die sich bei der kreiselliptischen Form Nr. 2 ergab. Bei sehr kleinem Anstellwinkel wirkt die Form 3 bei weitem am günstigsten. Bei $\alpha_s = 2^\circ$ liefert sie einen recht hohen Höchstwert der Kraftausnutzung C ; weiterhin verhält sie sich im wichtigsten Winkelbereich der Form 2 sehr ähnlich, doch scheint sie von dieser und von der Dreiparabelform 4 in ζ_{\max} übertroffen zu werden. Bei großem α_s , von etwa 20° ab, fällt sie stark von den übrigen ab.

Form 4 und 8 sind fast genau identisch; auch Form 6 ist nur wenig anders. Wenn sie dennoch in C und ζ ziemlich große Unterschiede geben, so zeigt das die Grenzen der Versuchsmöglichkeiten: kleine Wölbungsunstetigkeiten, durch Herstellungsfehler verursacht, gaben zur Wiederholung der Form 4 Veranlassung. Sie können, wie wir früher sahen, derartige Leistungsunterschiede schon bewirken, obwohl man sie nur durch Abbildung in natürlicher Größe richtig wiedergeben könnte. Messungsfehlern kann man, weil die Versuchskurven aus vielfacher Interpolation hervorgehen, den Unterschied z. B. von Nr. 4 und 8 in den C - und ζ -Werten nicht ganz zur Last legen.

Vergleich einer Schraube konstanten Flügelprofils mit einem geraden Flügelpaar gleichen Profils.

Die erste, in vorhin angegebener Weise hergestellte Versuchsschraube sollte einen Anhalt dafür geben, welche Verbesserung sich durch schraubenförmige Verdrehung der bisher nur in prismatischer Form untersuchten Flügel ergibt, also noch unter Wahrung konstanter Profilform über alle Radien.

Nach unseren ersten Versuchsreihen (Abschnitt I, 1911) ist zu erwarten, daß nach der Nabe hin zunehmende Steigung noch etwas höheren Gütegrad ergibt als konstante Steigung. Demgemäß wurde die Schraube I mit nach innen wachsender Steigung ausgeführt, und zwar nach geradlinigem Steigungsgesetz. Im übrigen ist möglichst genau die Form der Flügel Nr. 8 der soeben besprochenen Serie XII beibehalten. Das Profil ist also gleich dem in Fig. 137 unter Nr. 8 angegebenen; der abgewinkelte Umriß entspricht der Fig. 136. Auch die Einrichtung zum Verstellen um eine radiale Flügelachse, also zum Ändern der Anstellwinkel, ist noch in bisheriger Weise beibehalten. Eine Nullpunktstellung für diese Flügel gibt es natürlich nicht mehr. Die Verstellungen werden nach positiven oder negativen Verdrehungen von der Konstruktionsgrundstellung aus angegeben, für welche die Schraube berechnet ist.

Die Schraube I ist in Fig. 146 in der künftig anzuwendenden Weise dargestellt: Die Flügelprofile, hier nach tangentialen Ebenen geschnitten, werden so umgeklappt gezeichnet, wie man sie von außen gesehen erblicken würde. Nach rechts hin ansteigende Linien entsprechen dann einer rechtsgängigen Schraube und umgekehrt. Die axiale Projektion ist von hinten gesehen; denn die Bezeichnungen »rechts-« oder »linksgängig« gelten im Schiffbau, dessen Gebrauch wir hierin natürlich folgen, stets im Sinne des hinter dem Schiff stehenden, in die Fahrtrichtung blickenden Beschauers. Bei unseren Versuchen drückt die Schraube an senkrechter Welle nach unten; wir zeichnen sie also in Draufsicht von oben. Wir verwenden möglichst immer rechtsgängige Schrauben; links-

gängige bedingen einen kleinen Umbau der Meßvorrichtungen.

Eigentlich ist die Axialprojektion entbehrlich; ebenso die gleichfalls zur Veranschaulichung beigefügte Seitenansicht. Die Querschnittszeichnung kann allein schon und am besten die Form vollständig definieren. Dazu gehört aber, was bei Luftschraubenzeichnungen öfter übersehen wird, daß die umgeklappten Profile so hingelegt werden, daß ihre gegenseitige räumliche Lage richtig zur Darstellung kommt. Man hat sie alle nach einer bestimmten, zur Schraubenachse senkrechten »Flügelachse« zu orientieren. Diese bildet die Teilungsaxe in der Zeichnung, d. h. sie wird so eingeteilt, wie sie im Raum die (ebenen oder zylindrischen) Querschnittsflächen durchdringt. Die Durchdringungspunkte der Profile müssen nun beim Umklappen in der Zeichnung streng auf den zugehörigen Achsenpunkten liegen bleiben.

Häufig, bei schräg zur Achse stehenden Flügeln, gibt es keine Flügelachse, die alle Profile innerhalb ihres Umrisses durchdringt. Dann müssen die Profile eben von den Teilungspunkten der irgendwie gewählten Flügelachse

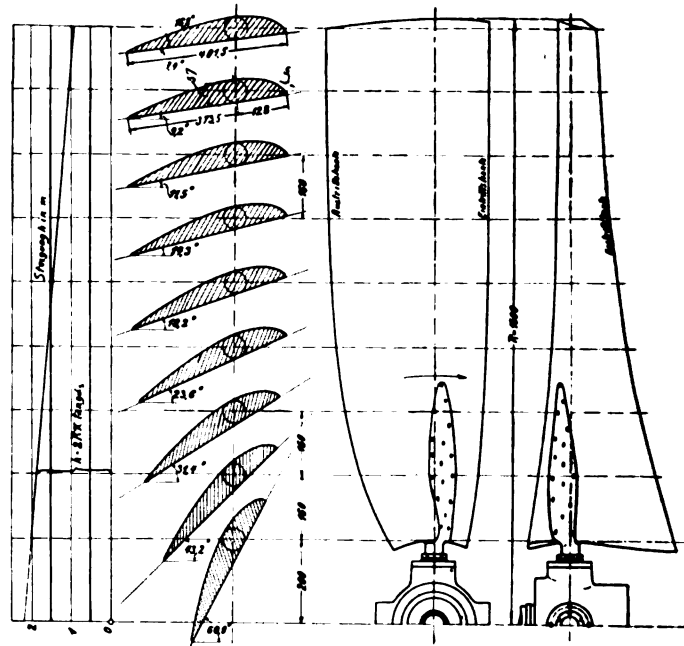


Fig. 146. Schraube I.

entsprechend entfernt gezeichnet werden. Statt dessen wird gern eine schräg oder gar windschief zur Drehachse stehende geradlinige, oder gar nur in der Axialprojektion geradlinige Flügelkante als Teilungslinie der Zeichnung benutzt, oder man legt auch die Schnittpunkte der Profilschne mit einer radialen Ebene auf die Teilungspunkte in der Zeichnung. Die Form ist dann nicht vollständig bestimmt, weil die axialen Abstände der betreffenden Kanten- oder Sehnenpunkte voneinander nicht zu ersehen sind. Diese Abstände müssen durch die Zeichnung mit angegeben werden und das geschieht, wenn die vorhin ausgesprochene Regel beachtet wird. Bei Luftschrauben stellt man vielfach die Flügel schräg gegen die Drehebene oder biegt sie in diesem Sinne von vornherein durch, um zu bewirken, daß das durch die Fliehkräfte entstehende Biegemoment dem durch den Schraubendruck verursachten entgegenwirkt und so die Biegebungsbeanspruchung an der Flügelwurzel vermindert wird. Da der Schraubendruck die Flügel nach vorn abzubiegen sucht, muß die Schrägstellung bzw. Durchbiegung der Flügel zu diesem Zwecke ebenfalls nach vorn gerichtet sein; denn dann entsteht ein nach hinten gerichtetes Fliehkraftmoment. Zugleich wirkt eine

derartige Abbiegung der Flügel, wie wir aus unseren diesbezüglichen Versuchen (Bericht 1911, Seite 25) wissen, auf Verbesserung des Gütegrades und der Flächenausnutzung also in einem für Luftschrauben günstigen Sinne. Bei

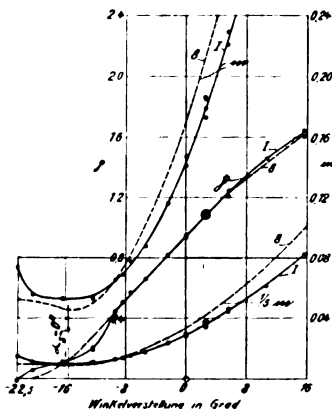


Fig. 147.

Schiffsschrauben findet man vielfach die entgegengesetzte Schrägstellung, die für Steigerung der Kraftausnutzung günstig ist. In der Querschnittszeichnung bedingt die für Luftschrauben gebräuchliche Schrägstellung einen axialen Abstand nach vorn, also nach der Saugseite hin, d. h. in der Zeichnung nach oben.

Um das Steigungsgesetz hervortreten zu lassen, fügen wir der Schraubenzeichnung stets die »Steigungslinie« bei,

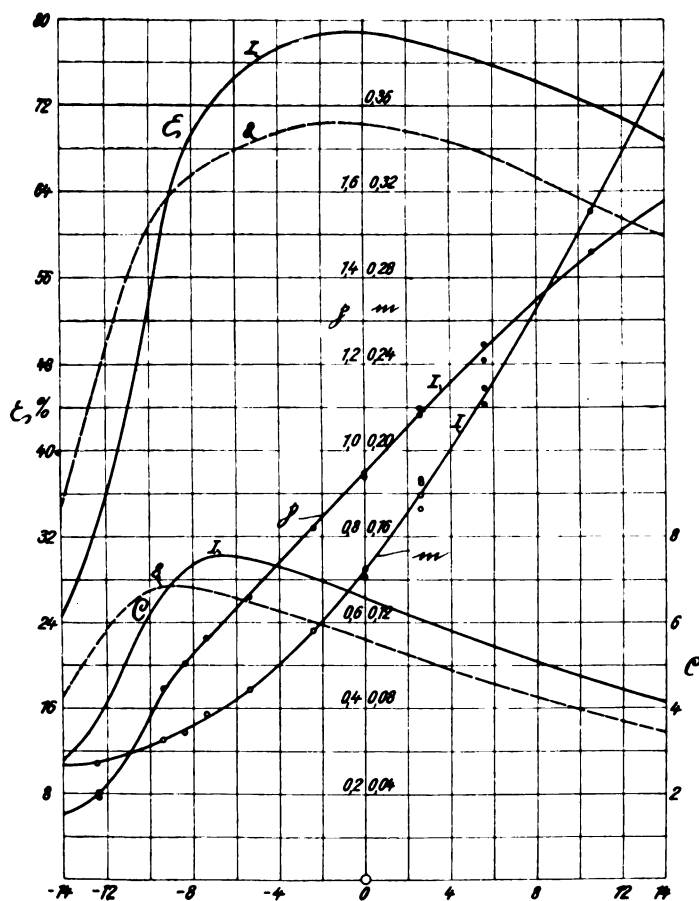


Fig. 148.

welche zu jedem Radius die Steigung: $h = 2 r \pi \tan \alpha_s$ in Metern angibt. Für prismatische Flügel ist es eine an der Achse mit Null beginnende, nach außen steigende Gerade; hier wächst die Steigung gradlinig von außen nach innen.

Die Versuchsergebnisse mit der Schraube I sind in Fig. 147 und 148 dargestellt und zugleich mit den Ergebnissen des nicht verwundenen, sonst aber ganz gleichen Flügelpaares Nr. 8 in Vergleich gesetzt. In Fig. 147 sind die p- und m-Kurven und in Fig. 148 die C- und ζ-Kurven dieser Flügel wiederholt (gestrichelte Linien). Da es keinen gemeinsamen Nullpunkt des Anstellwinkels für Schraube I und Flügel 8 gibt, so ist es an sich gleichgültig, wie man die Winkelteilungen dieser Kurven beim Vergleich aufeinander legt. Es ist hier so geschehen, daß die fast geradlinigen Stücke der p-Kurven beider Flügel aufeinander fallen. Wie man in Fig. 147 sieht, decken sie sich im Hauptbereich vollständig, wenn man die Nullstellung des Flügels 8 einer Verstellung der Schraube I von $-15,7^\circ$ gleichsetzt. Diesen Anstellwinkel hat das im Radius von 910 mm, oder auf 61% des Außenradius R gelegene Profil der Schraube in der Grundstellung. Hinsichtlich des Schraubendrucks kann man also in diesem Falle den Anstellwinkel auf 61% des Außenradius als den mittleren, wirksamen betrachten.

Die m-Kurven lassen sich nicht in gleicher Weise zur Deckung bringen. Die beträchtliche Verminderung der

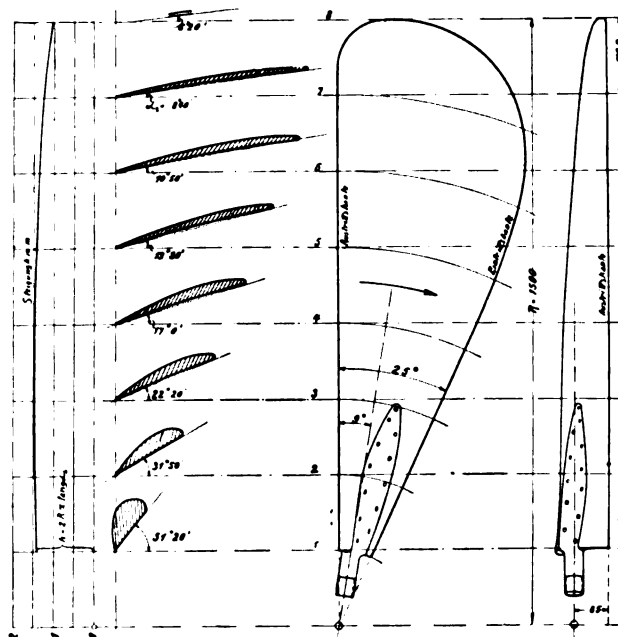


Fig. 149.

Drehwiderstandszahl m bei gleichem p ist nach Fig. 147 klar zu übersehen. Darin drückt sich der Gewinn durch die schraubenförmige Verdrehung aus, und darauf beruht die aus Fig. 148 ersichtliche Steigerung der C- und ζ-Werte.

Der Höchstwert von ζ wird bei der Schraube I fast genau in der Konstruktionsgrundstellung erreicht, ein Beweis dafür, daß das zugrunde gelegte Gesetz zunehmender Steigung nach der Nabe hin in der Tat günstige Verhältnisse trifft. Denn eine Winkelverstellung in der Nähe dieses Punktes kommt einer Änderung dieses Gesetzes im einen oder anderen Sinne gleich.

Der Höchstwert des Gütegrades von 79% ist höher, als man bei dieser noch recht plumpen Schraube erwarten mochte. Allerdings führen auch unsere früheren Versuche, nach denen ja scharfe und flache Profile durchaus nicht die besten Gütegrade geben, zu dem Schluß, daß die übliche Verjüngung der Flügel nach außen hin vom Standpunkt der aerodynamischen Güte keinen Vorteil bringt. Ob das allgemein zutrifft, muß durch weitere Versuche entschieden werden, bei denen natürlich auch Schrauben mit flachen Profilen untersucht werden, und die Verjüngung

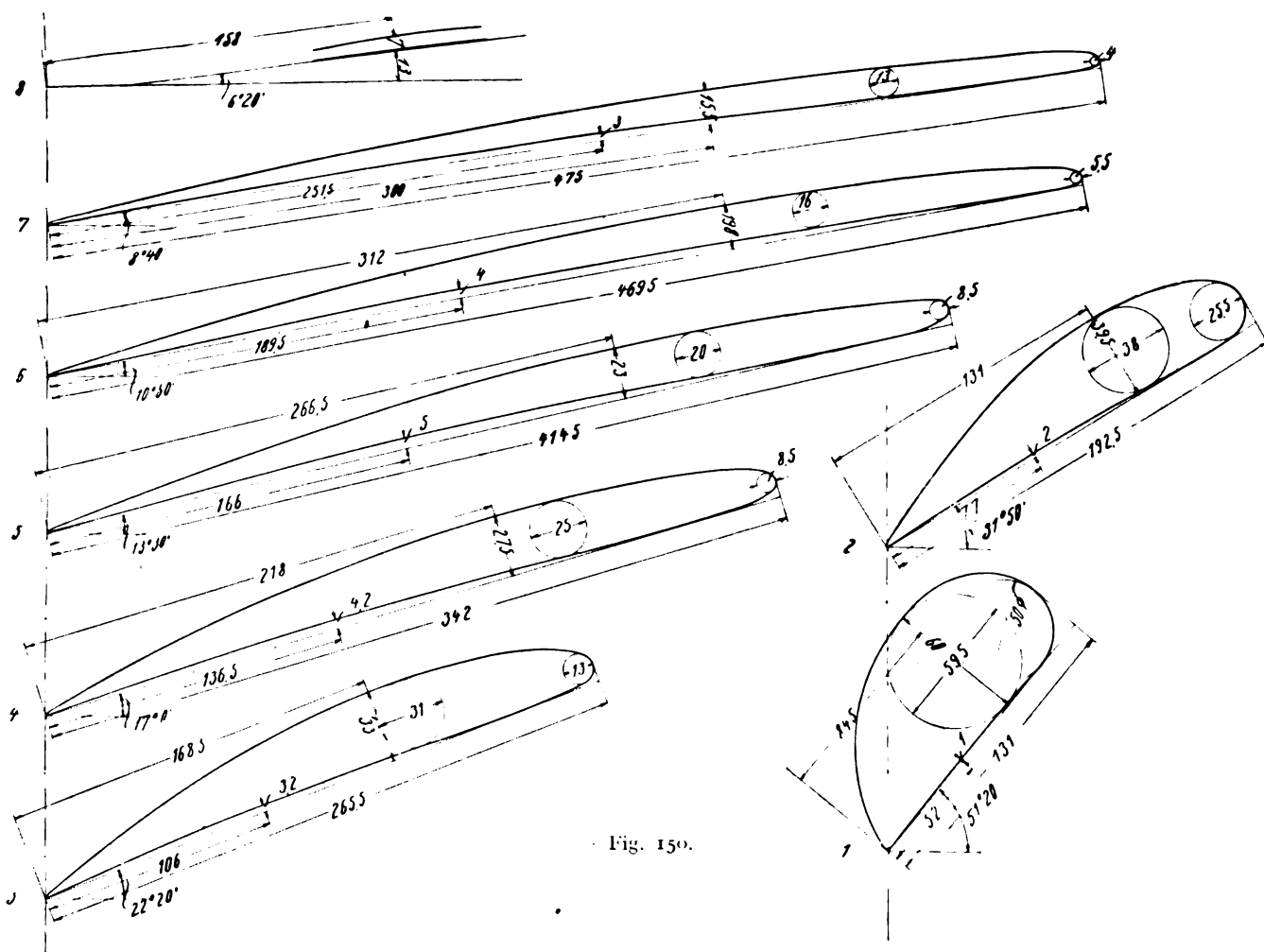


Fig. 150.

und dementsprechende Abrundung des äußeren Umrisses schrittweise eingeführt wird.

Der Höchstwert der Kraftausnutzung liegt bei Schraube I bei einer negativen Winkelverstellung von etwa 7° . Bei

dieser Stellung ist die Steigungszunahme nach der Nabe hin verhältnismäßig stärker als in der Konstruktionsgrundstellung. Denn der Anstellwinkel und somit die Steigung auf dem äußersten Radius ist $= 0$ geworden. Der Gewinn an Kraftausnutzung ist aber vielleicht weniger durch diese Änderung des Steigungsgesetzes als dadurch bedingt, daß die Steigung im Durchschnitt flacher wird. Geringere Anstellwinkel bewirken ja, wie wir längst wissen, stets eine Verbesserung der Kraftausnutzung.

Versuche mit einer Schraube Finsterwalder-Kimmel'scher Konstruktion.

Während die vorstehend besprochene Schraube rein empirisch auf Grundlage unserer früheren Versuche entworfen war, haben wir weiter eine nach der Finsterwalder-Kimmelschen Theorie berechnete hergestellt, wozu wir die vollständigen Unterlagen diesen Herren verdanken. Die zugrunde liegende Theorie hat Kimmel selbst in Heft 4 der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt 1912, S. 53 u. f. entwickelt. Die Form ist in Fig. 149 dargestellt; sie ist, wie man sieht, von unserer Versuchsschraube I gänzlich verschieden.

Die Austrittskante ist eine zur Drehachse senkrechte Gerade und wurde als Teilungslinie benutzt. Die Profile gelten für Zylinderschnitte; demgemäß wurde die Schraube auch nach zylindrischen Lehren gearbeitet. Bei der ziemlich großen Flügelbreite wären die Unterschiede auch schon nicht mehr zu vernachlässigen. Die genaue Ausarbeitung eines so dünnen, breiten Blattes ist schwierig, weil es zuletzt unter dem Werkzeug stark federt; man muß die fertige Seite mit leicht untergeleiteten Klötzen gut auf der Bank abstützen.

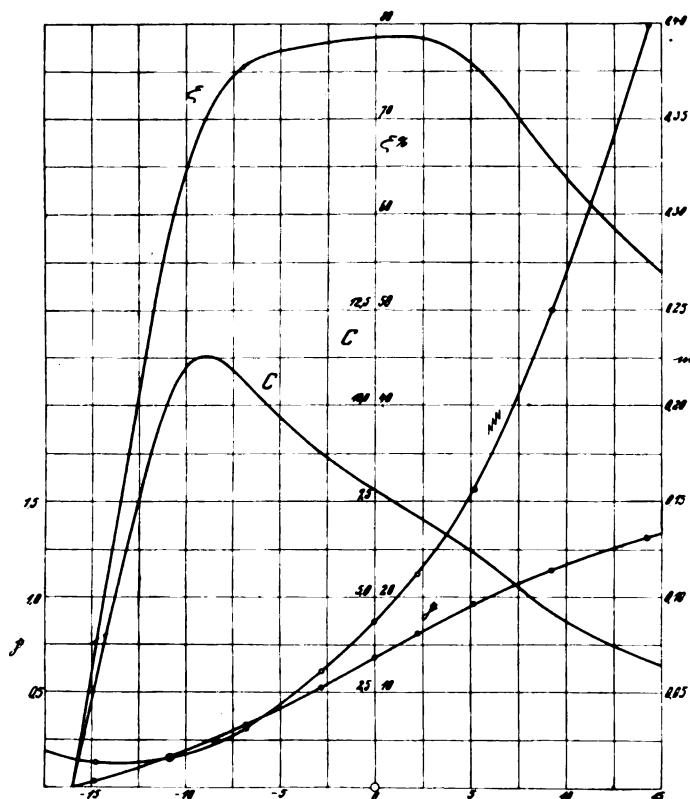


Fig. 151.

ates, also

, daß die
wie in der
gebracht
zeuge ver-
Gesamt-
eine be-
struktion,
Apparat

d Stunde
r Güte-
Gleichung

ährend der
amm Be-

des Appa-
ert, ergibt

lle Wert s_1
Gütegrade
is Arbeits-
formel der

ellt als das
Zeiteinheit

gleistungen
notwendig:
vor Abflug

ligkeit,

essungen 2
rgenommen
selbsttätig

ugsmethode,
Güte einer
hzeitig zu

. 1)

venhage.

)

ften Preise,
digkeitsprü-
Erlangung
timmten
or den

dar
triebskraft



und demen
schrittweise
Der H₂
I bei einer

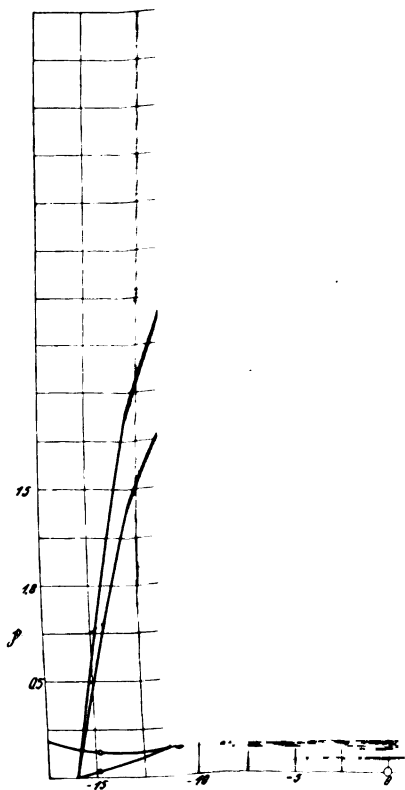


Fig. 151.

Fig.
man
muß die fertige Seite mit leicht untergeleimten Klötzen
gut auf der Bank abstützen.

Der an der Wurzel sektorförmige Flügelumriß bedingt auf verschiedenen Radien gänzlich verschiedene Profile. Diese sind in Fig. 150 genauer dargestellt. Die auf die Sehne bezogene Steigung nimmt außen auch hier nach der Nabe hin etwas zu und wird dann annähernd konstant, wie aus der Steigungslinie in Fig. 149 zu ersehen ist.

Nach den flachen Profilen haben wir von der Schraube hohe Kraftausnutzung bei geringerer Flächenausnutzung zu erwarten. In der Grundstellung liefert sie in der Tat ein recht hohes C von 7,8, d. h. bei 75m/sec Umfangsgeschwindigkeit oder $n = 478$ gibt sie 7,8 kg Schraubendruck auf 1 PS. Dabei beträgt die Flächenausnutzung etwa $p = 0,7$. Die Schraube I lieferte dagegen in der Grundstellung $p = 0,94$ und nur $C = 6,6$. Im Gütegrad gleicht sich der Unterschied fast vollkommen aus.

Wertungsformel für Flugleistungen.

Von Ing. Paul Járay.

Zu der in Heft 14 ds. Zeitschr. von Dr.-Ing. Quittner berichteten Diskussion im Reichsflugverein über die Aufstellung einer Wertungsformel für Flugleistungen möchte ich folgende Bemerkungen machen und anschließend daran eine solche Formel abzuleiten versuchen:

Zunächst stimme ich dem Ergebnis der Beratung insofern bei, als auch ich der Ansicht bin, daß die Größen der getragenen Last und der Fluggeschwindigkeit sowie die Größe des Verbrauchs an Betriebsstoffen zur Wertung herangezogen werden müssen. Nur erscheint mir eine Wertung nach diesen Eigenschaften allein noch unvollständig. Nach meiner Ansicht wird es sich als zweckmäßig erweisen, noch diejenigen Größen mit zu berücksichtigen, die gleichzeitig ein Maß für die Flugsicherheit und Kennzeichen einer ökonomischen Bauart des Apparates darstellen. Aus diesem Grunde kann die erzielte Maximalgeschwindigkeit unmöglich allein als Flugwertungs-faktor auftreten. Denn wenn ein Flugzeug nur rasch fliegen kann, was zwar für eine ökonomische Bauart spricht, falls die Motorleistung oder der spezifische Benzinverbrauch berücksichtigt erscheint, so wird der Apparat wegen der schwierigen Landungen gewiß häufig Fahrgestellbrüche oder andere Beschädigungen zu erleiden haben, was die Betriebssicherheit jedenfalls nicht günstig charakterisiert. Ein Flugzeug muß also auch imstande sein, langsam zu fliegen, sei es durch Vergrößerung der Tragdecke, des Anstellwinkels oder sonst durch irgendeine willkürlich hervorzurufende Antriebsänderung. Daß eine solche Differenzierung der Fluggeschwindigkeit erreichbar ist, haben wir in der letzten Zeit öfters festzustellen Gelegenheit gehabt. Im Flugzeug eingebaute selbstregistrierende Geschwindigkeitsmesser sind geeignet, die zur Bewertung benötigten Größen der Fluggeschwindigkeit als Relativgeschwindigkeit zur Luft anzugeben. Aber auch die Windgeschwindigkeit selbst, auf einem Turm oder Pylon gesondert gemessen und registriert, ist ein Maß für die Flugsicherheit, ja sogar für die Stabilität des Apparates, weshalb ich auch diese Größe in der zu entwickelnden Wertungsformel aufnehmen will.

Ich denke mir die Fluggeschwindigkeit durch einen in der Flugzeit zurückgelegten ideellen Weg dargestellt, der sich bestimmt mit

$$s_i = s + (V - v) t + w t = s + (V - v + w) t$$

wobei

s den wirklichen Flugweg,
 V die Maximalgeschwindigkeit,
 v die Minimalgeschwindigkeit,
 w die mittlere Windgeschwindigkeit
und t die reine Flugzeit

bedeuten.

Den Gütegrad des Apparates allein stelle ich dar durch das Verhältnis von Hubkraft zur notwendigen Vortriebskraft

$$\eta_a = \frac{H}{P}$$

Als Hubkraft gilt das Gesamtgewicht des Apparates, also

$$H = G$$

und

$$\eta_a = \frac{G}{P}$$

Hierbei bin ich von der Annahme ausgegangen, daß die Berücksichtigung der Nutzlast ohne Eigengewicht, wie in der oben erwähnten Diskussion schon zur Sprache gebracht wurde, zu einer allzuschwachen Bauweise der Flugzeuge verleiten könnte, während bei Berücksichtigung des Gesamtgewichts im Verhältnis zur Vortriebskraft weder eine besonders schwere, noch eine besonders leichte Konstruktion, sondern nur ein durchwegs ökonomisch gebauter Apparat einen hohen Gütegrad erreichen wird.

Durch Einführung der pro Pferdestärke und Stunde verbrauchten Menge an Benzin und Öl läßt sich der Gütegrad des Triebwerks darstellen durch die Gleichung

$$\eta_b = \frac{Nt}{\alpha B} = \frac{C P s_i}{\alpha B}$$

worin

C einen dimensionslosen Koeffizienten,

B den gesamten Benzin- und Ölverbrauch während der Flugzeit t und

α das Arbeitsäquivalent von einem Kilogramm Betriebsmaterial bedeuten.

Dieser Ausdruck η_b , ebenso wie der Gütegrad des Apparates als Wertziffer dimensionslos, mit η_a multipliziert, ergibt den Gesamtgütegrad des Flugzeugs

$$\eta_a \cdot \eta_b = \eta_o = \frac{C}{\alpha} \cdot \frac{G}{P} \cdot \frac{P s_i}{B} = \frac{C G s_i}{\alpha B}$$

Wird hier der für den Weg oben abgeleitete ideelle Wert s_i eingeführt und läßt man den für den Vergleich der Gütegrade ziemlich belanglosen Koeffizienten C ebenso wie das Arbeitsäquivalent α fort, so erhält man für die Wertungsformel der Flugleistung schließlich die Gleichung

$$\eta = \frac{G}{B} [s + (V - v + w) t],$$

die eigentlich in dieser Form nichts anderes darstellt als das Verhältnis der erzielten Flugleistung zu der in der Zeiteinheit verbrauchten Betriebsstoffmenge.

Soll nach dieser Formel eine Bewertung von Flugleistungen vorgenommen werden, so sind folgende Messungen notwendig:

1. Das Gewicht des Apparates komplett kurz vor Abflug und kurz nach der Landung,
2. der zurückgelegte Weg (Luftweg),
3. die hierzu benötigte Zeit (reine Flugzeit),
4. die maximale und minimale Fluggeschwindigkeit,
5. die Windgeschwindigkeit.

Die Messung 1 erfordert wenig Zeit. Die Messungen 2 und 3 werden bei jeder Flugkonkurrenz ohnehin vorgenommen und 4 und 5 müssen von geeigneten Instrumenten selbsttätig verzeichnet werden.

Hieraus ergibt sich eine recht einfache Bewertungsmethode, die, wie ich glaube, den großen Vorteil hat, alle die Güte einer Flugleistung charakterisierenden Momente gleichzeitig zu berücksichtigen.

Der Nieuport-Eindecker.¹⁾

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin und 'sGravenhage.

(Hierzu Tafel XII, weitere Tafeln folgen.)

Die vielen in letzter Zeit gestifteten namhaften Preise, die entweder den Ansporn zu reinen Geschwindigkeitsprüfungen der Flugzeuge bilden oder, indem zu ihrer Erlangung die Bewältigung möglichst weiter Strecken in einer bestimmten Zeit vorgeschrieben wird, der Geschwindigkeit als Faktor den

¹⁾ Nachdruck und Übersetzung nur mit ausdrücklicher Genehmigung des Verlags und Verfassers gestattet.

Hauptwert beilegen, haben zur Konstruktion reiner Rennmaschinen geführt, unter denen der Nieuport-Eindecker zurzeit wohl an erster Stelle genannt zu werden verdient.

Die Maschinen dieser Gattung, bei denen alles in Bau und Anordnung dem obengenannten Zweck untergeordnet wird, präsentieren sich uns bereits als Vorläufer »des Fahrzeugs«, das der Mensch in seinem Bestreben Raum und Zeit zu meistern, einst erlangen wird, und das man als »bemanntes Projektil« bezeichnen kann.

Obwohl bei den derzeitigen Repräsentanten des Rennflugzeugtypus, namentlich bei den Nieuport-Eindeckern, durch ihre gedrängte, geschlossene Bauart, wobei größtmögliche Verringerung jedes schädlichen Stirnwiderstandes die Hauptaufgabe bildete, die Beobachtungsmöglichkeit stark beeinträchtigt wird, so daß diese Flugzeuge in ihrer jetzigen Ausführung für militärische Beobachtungszwecke wenig geeignet sind und auch auf Komfort und Bewegungsfreiheit der Insassen wenig Rücksicht genommen wird, wäre es meiner Ansicht nach (von den pekuniären Vorteilen, die in der Gewinnung obengenannter Preise stecken, vorläufig ganz abgesehen) dennoch ein großer Irrtum, die weitere Züchtung derartiger Rennmaschinen als unnütze Spielerei zu betrachten und ihrer Entwicklung durch Entziehung der notwendigen materiellen Unterstützung zu hemmen. Ähnlich wie dies in bezug auf die Rennwagen für den Automobilbau zutraf, wird auch die weitere Durchbildung und Erprobung der stark beanspruchten Rennflugzeuge von großer Bedeutung für die Weiterentwicklung des gesamten praktischen Flugzeugbaues sein, wahrscheinlich auch für die theoretische Forschung. Die Zukunft wird ohne Zweifel dem schnellen aber zugleich sicheren Flugzeug gehören.

Daß sich vorderhand das Manövrieren mit derartigen Renntypen bei dem heutigen Grad ihrer Unvollkommenheit vorzugsweise auf geeignetes und bekanntes Gelände beschränkt, bedarf an dieser Stelle wohl kaum weiter betont zu werden. — Es ist jedoch zu hoffen, daß es den Konstrukteuren bald gelingt, die diesen Flugzeugtypen zurzeit anhaftenden Fehler zu beseitigen, wodurch dem Rennflugzeug auch im Überlandflug eine große Zukunft winkt.

* * *

Der Nieuport-Eindecker ist eine Konstruktion des französischen Flugzeugkonstruktors Edouard de Niéport und eines Schweizer Ingenieurs A. Schneider. Nieuport war der Sohn eines französischen Obersten, der sich, bevor er sich dem Flugsport widmete, unter dem Pseudonym »Nieuport« als Radrennfahrer auszeichnete. Nach Absolvierung seiner Studien an der »Ecole Polytechnique« verlegte er sich zusammen mit Ingenieur Schneider speziell auf die Fabrikation von Zündapparaten für Verbrennungsmotoren, in welcher Industrie er auch bedeutende Erfolge erzielte.

Er kam hierdurch mit den ersten in Europa fliegenden Menschen, nämlich Santos-Dumont und Henri Farman in Verbindung und ward bald ein begeisterter Anhänger der Flugtechnik. Bereits im Jahre 1908 baute er das erste Flugzeug und vermochte sich mit seinem Eindecker auf dem Flugplatz in Issy-les-Moulineaux »auf Anhieb« vom Boden zu erheben, für damalige Zeiten eine bemerkenswerte Leistung.

Im Jahre 1910 erregte er auf der Flugwoche zu Reims Sensation durch seinen neuen Eindecker, in den ein Motor von nur 18 PS Leistung eingebaut war. Mit diesem schwachen Motor konnte Nieuport die gleichen Leistungen erreichen als die mit 50 PS und stärkeren Motoren ausgerüsteten Flugzeuge. Kurz darauf schlug er mit einem 28 PS-Motor eigener Konstruktion die Geschwindigkeitsrekorde über 10 und 15 km. Am 11. Mai 1911 erreichte er zu Mourmelon eine Schnelligkeit von 120 km pro Stunde, womit er alle damals bestehenden Rekorde von 1 bis 100 km an sich riß.

Aus dem vorjährigen Gordon-Bennett-Rennen, welches am 1. Juli zu East-Church abgehalten wurde, ging ebenfalls ein Nieuport-Eindecker (100 PS Gnome) unter Weymanns Führung als Sieger hervor.

Es ist hier nicht der Platz, die stattliche Reihe der Weltrekorde, die seitdem mit Nieuportflugzeugen aufgestellt wurde, aufzuzählen, es sei hier nur noch an die Leistung Helens erinnert, der im Wettbewerb um den Michelinpokal am 8. Sep-

tember 1911 innerhalb 24 Stunden eine Strecke von 1252,8 km zurücklegte.

So wird denn sicherlich eine eingehende Beschreibung dieses erfolgreichen Rennflugzeuges an Hand von Zeichnungen und Skizzen den Lesern dieser Zeitschrift willkommen sein.

Allgemeines.

Dem am 16. September verunglückten Konstrukteur de Nieuport kommt das Verdienst zu, als erster durch vollständige Bekleidung des Flugzeugrumpfes sowie durch Vereinfachung des Fahrgestelles und der Flügelverspannung die schädlichen Stirn- und Reibungswiderstände zugunsten einer erhöhten Fahrtgeschwindigkeit vermindert zu haben.

Der als Gitterträger ausgeführte Rumpf nähert sich in seiner Form (Seitenansicht) dem mit Bezug auf minimalen Luftwiderstand berechneten Körper.

Rumpf und Flügel bestehen vorwiegend aus Holz, während für das Fahrgestell sowie für die Steuer Stahlrohr als Konstruktionsmaterial Verwendung findet. Für die Verbindungen der einzelnen Stahlrohre wird fast ausnahmslos die autogene Schweißung in Anwendung gebracht, ein Verfahren, welches in Anbetracht des beim Flugzeugbau verwendeten dünnwandigen Materials nicht einwandfrei ist.

Die Verspannung der Flügel erfolgt mittels Stahlkabel, ebenso werden die Steuer durch Drahtseile betätigt. Stahldraht wird nur noch für die Verspannung des Rumpfes gebraucht.

Höhen- und Seitensteuer werden durch einen gemeinschaftlichen Handhebel, die Verwindung der Flügel durch einen Fußhebel betätigt.

Die Zuspitzung der Flügel nach den äußeren Enden machen im Verein mit ihrer relativ starren Konstruktion die Verwindung wenig wirkungsvoll, wodurch die Querstabilität sowie die Manövrierfähigkeit dieses Flugzeugs ungünstig beeinflusst wird.

Unfälle infolge seitlichen Abrutschens in den Kurven sind denn auch mit diesem Flugzeug wiederholt vorgekommen. (Tod des Konstrukteurs Nieuport, Korporals Tiersch [Frankreich], Kapitäns Loraine und Sergeanten Wilson [England].)

Die Beobachtungsmöglichkeit ist durch die vollständige Bekleidung des Rumpfes sowie durch die Disposition der Flügel und Sitze sehr vermindert, wodurch die Verwendung dieses Flugzeugtyps für militärische Beobachtungszwecke beeinträchtigt ist. Es gibt daher zurzeit in Frankreich kaum noch einen Offizier, der zur Steuerung dieser Maschine bereit ist, und man hat jenseits der Vogesen große Mühe, Korporale und Soldaten zur Lenkung dieser »blinden« Flugzeuge zu finden.

Wie bereits erwähnt, ist die Geschwindigkeit, selbst mit relativ schwachen Motoren, eine sehr große, diese wird sich ohne Zweifel durch entsprechende Gestaltung des Rumpfes sowie der übrigen Organe noch bedeutend steigern lassen. Hierbei sei bemerkt, daß sich eine Steigerung durch die früher von den Brüdern Wright eingenommene horizontale Körperlage im vollständig geschlossenen, torpedoförmigen Rumpf (mit unterer Ausguckluke) erreichen ließe.

Die Hauptmaße lassen sich von den im Maßstab 1 : 10 ausgeführten Zusammenstellungszeichnungen ohne weiteres abgreifen. Auf die vielen, teilweise sehr interessanten Detailkonstruktionen wird an Hand von weiteren Tafeln und Handskizzen näher eingegangen werden.

Das Gesamtgewicht des Flugzeugs beträgt rund 325 kg. Die V-Stellung der Flügel variiert. Dieselbe betrug mit Bezug auf die Horizontale für jeden Flügel 3° beim französischen Militärflugzeug-Wettbewerb, doch ist bei den in diesem Jahr gebauten Nieuport-Eindeckern die Aufrichtung der Flügel entweder gänzlich verschwunden oder auf 1 1/2° für den Flügel reduziert worden, während sie für die Hydroaeroplane nur noch 1° beträgt.

Der Rumpf.

Dieser besteht aus vier Längsträgern von Eschenholz, zwischen denen in entsprechenden Abständen vertikale sowie horizontale Querstäbe (Esche) angebracht sind, im Prinzip somit die bekannte Blériotsche Anordnung.

Durch die völlige Einkleidung konnte jedoch auf eine Profilierung der einzelnen Stäbe völlig verzichtet werden, sämtliche Hölzer weisen somit quadratischen Querschnitt auf, was die Herstellung wesentlich vereinfacht und verbilligt.

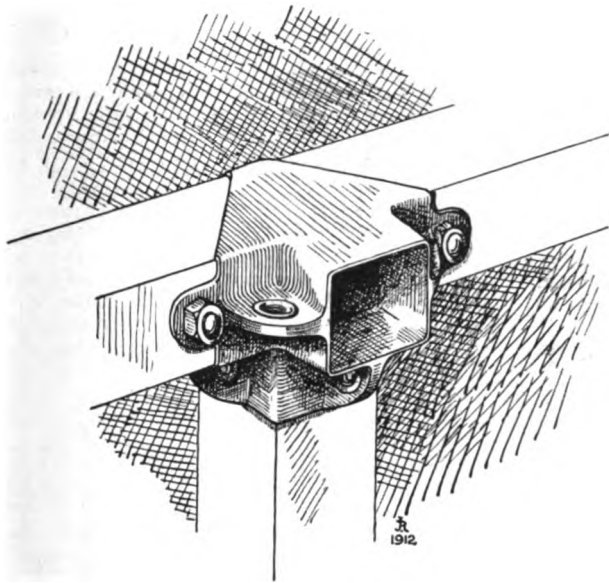


Fig. 1.

Die Hauptträger messen vorne am Bug 30×30 mm und verjüngen sich bis zum Heck allmählich auf 22×22 mm, entsprechend dieser Verjüngung sind die Querstäbe dimensioniert. Dieselben werden mit den zugehörigen Beschlägen in drei Sorten (30×30 , 26×26 und 22×22 mm) angefertigt.

Abweichend von der Blériotschen Bauart wird die Einstellung des Rumpfes ausschließlich mittels zwischen den Spanndrähten eingeschalteter Spannschlösser bewerkstelligt. Die einzelnen Hölzer stecken an den Knotenpunkten in an und für sich starren Verbindungsstücken. Dies hat gegenüber der von Blériot befolgten Methode den Vorteil, daß die

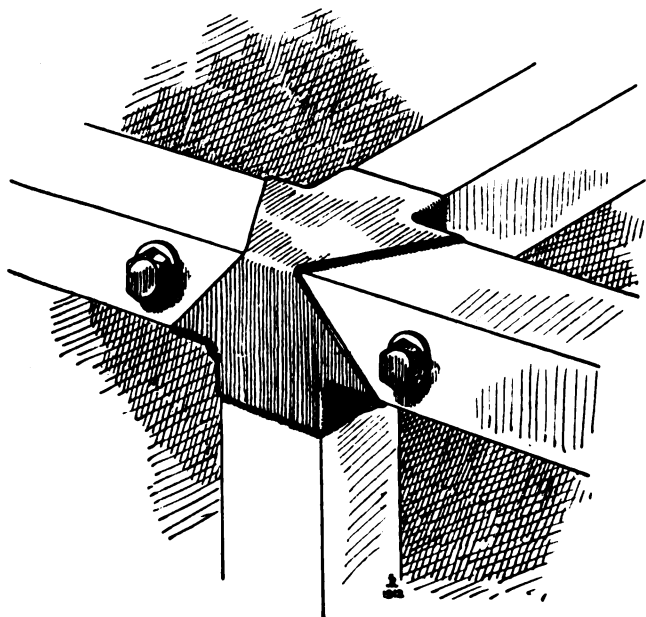


Fig. 2.

Längsträger bei jedem Knotenpunkt nur zweimal angebohrt werden, während die Blériotsche Ausführung vier über Kreuz sitzende Löcher aufweist, wodurch die Längsträger geschwächt werden.

Wie aus der Tafel und den Handskizzen (Fig. 1 bis 3) ersichtlich, werden die Beschläge aus $1\frac{1}{2}$ mm starkem Stahlblech durch entsprechendes Ausschneiden, Biegen und Zusammenschweißen geformt, wonach die gleichzeitig als An-

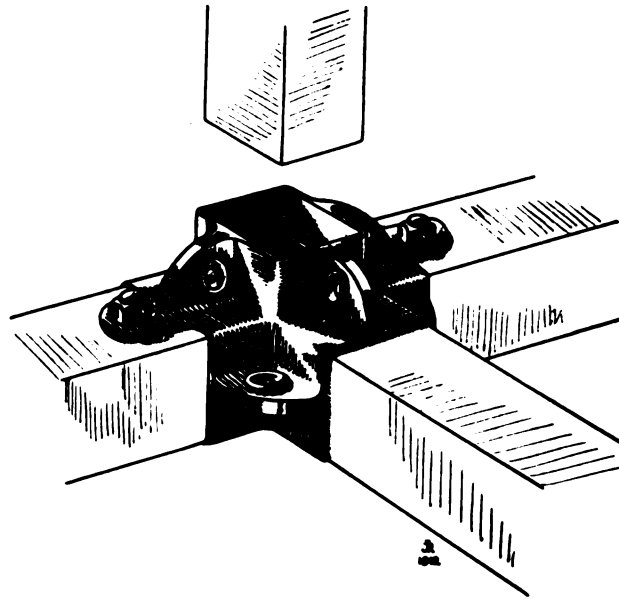


Fig. 3.

griffspunkte für die Spanndrähte dienenden Verstärkungsrippen (4 mm-Stahlblech) angeschweißt werden. Die Löcher für die Spanndrähte erhalten sämtlich aus Stahlrohren gebildete Ösen, die auf beiden Enden umgebördelt werden.

Die Verspannung des Rumpfes erfolgt nicht nur in den von den Längsträgern und Querstäben gebildeten horizontalen und vertikalen Feldern, sondern auch über Eck, wodurch eine außerordentliche Festigkeit erzielt wird, dementsprechend ist die binnenbords auf der Innenseite sitzende Öse der Stahlblechverbindungen größer zu wählen als die übrigen, da von dieser Stelle drei Spanndrähte ausgehen. (Forts. folgt.)

Ausstellungen.

Bei der vom 11. bis 22. Januar 1913 in Brüssel stattfindenden »XII^e Exposition Internationale des Locomotions Mécaniques«, welche außer Automobilen und Fahrrädern auch Luftfahrzeuge umfaßt, werden, wie die »Ständige Ausstellungskommission für die Deutsche Industrie« mitteilt, nach Auskunft der veranstaltenden »Chambre Syndicale de l'Automobile et du Cycle de Belgique« auch nach dem offiziellen Anmeldeschluß, d. i. 15. August, noch Meldungen angenommen, jedoch nur insoweit Plätze verfügbar sind; auch können die Meldenden an der Verlosung der besseren Plätze (Stände A, B, C) nicht mehr teilhaben. Während im übrigen ausländische Aussteller, die bereits dreimal an diesen Brüsseler Salons teilgenommen haben, unter den gleichen Bedingungen wie belgische zugelassen werden, sind Firmen, bei denen diese Voraussetzung nicht zutrifft, zwar von der Ausstellung nicht ausgeschlossen, sie müssen sich aber nötigenfalls einer ungünstigeren Behandlung unterwerfen.

In der »Bayerischen Gewerbeschau«, die gegenwärtig in München stattfindet, sind in Halle VI auch Luftfahrzeuge ausgestellt. Bemerkenswert ist der Eindecker der Firma Gustav Otto, München. Die bekannte Ballonfabrik von A. Riedinger in Augsburg stellt Modelle von Frei- und Fesselballonen aus, Luftschiffbau Veeh in München das Modell des Luftschiffes System Veeh; das Luftschiff selbst wird gegenwärtig in der Luftschiffhalle neben der Ausstellung montiert.

Mit der im Jahre 1914 in Bern stattfindenden »Schweiz. Landesausstellung« soll eine internationale Luftschiffahrtsausstellung verbunden werden. Interessenten, welche in dieser Gruppe auszustellen gedenken, werden ersucht, ihre Anmeldung mit Angabe der Platzansprüche an das Komitee, Dr. A. Farner, Marktgasse 44, Bern, baldigst einzusenden.

Flugschau.

Einen neuen Weltrekord mit drei Fluggästen stellte in Wiener Neustadt der Pilot der österreichischen Autoplanwerke, Mandelli, auf einem österreichischen Nieuport-Eindecker mit 100 PS Daimlermotor auf. Bei Winde von 12 bis 16 Sekundenmetern wurden 100 km in 50 Minuten 33 Sekunden zurückgelegt. Die Flugstrecke betrug in einer Stunde 101 km. Diese Leistung, welche unter Kontrolle des Rittmeisters v. Umlauf stattfand, ist ein Weltrekord in bezug auf Geschwindigkeit und Distanz.

Die Strecke Paris — Berlin wurde am 18. und 19. August zum ersten Male im Flugzeug zurückgelegt. Audemar, der am Sonntag den 18. in Paris mit Blériot-Eindecker mit 75 PS Gnome-motor aufstieg, startete um den Pommery-Preis, der demjenigen Flugzeugführer zufällt, der die längste Entfernung in einem Tage zurücklegt. Da Audemar die Entfernung von 944 km aber in zwei Tagen zurücklegte, gewann er den Preis nicht, will aber noch einmal starten. Audemar flog allein, konnte sich aber trotz Nebel ziemlich gut orientieren, was um so bemerkenswerter ist, als er die deutsche Strecke nicht kannte. Nachstehend die Zwischenlandungsstationen und Entfernungen:

am 18. August:	am 19. August:
Paris—Reims . . . 125 km	Wanne—Hannover . 197 km
Reims—Mezières . . . 75 „	Hannover—Mieste . . 98 „
Mezières—Laroche . . 75 „	Mieste—Döberitz . . 125 „
Laroche—Bochum . . 209 „	Döberitz—Johannistal 30 „
Bochum—Wanne . . . 10 „	

Wettbewerb für Wasserflugzeuge auf dem Genfer See. An diesem Wettbewerb, der vom 19. mit 20. Aug. stattfand, beteiligten sich vier Flugzeuge. Der einzige Apparat von Interesse war der von Beaumont gesteuerte Donnet-Lévêquesche Doppeldecker, bei dem Chassis und Schwimmer unterhalb der beiden Tragflächen vereint sind. Räder für Landlandung fehlen. Das Flugzeug von Barra war ein einsitziger Paulhan-Zweidecker, genau nach System Curtiß gearbeitet, mit Curtiß-Motor. Der einzige Eindecker war der von Grandjean. Derselbe hatte etwa 10 m Spannweite und 2,2 m Tragflächentiefe, zwei Schwimmer unter den Tragflächen und einen kleinen unter dem Schwanz. Das Fahrgestell des Flugzeugs war nahe hinter der vorderen Stütze scharnierartig auf dem Schwimmer befestigt, während das hintere Teil des Fahrgestells mittels Gummiringes federnd mit dem Schwimmer derart verbunden war, daß Schwimmer und Flugzeugtragfläche beim Landen und Abfliegen verschiedene Winkel zueinander einnehmen konnten. Grandjean hat bereits anfangs dieses Jahres in Davos seinen Eindecker in ähnlicher Weise statt auf Schwimmern auf zwei Skiern gestellt, die Anordnung soll sich gut bewährt haben. Der Eindecker ist sehr gefällig gebaut und hob sich gut vom Wasser, die Belastung war auch hier stets eine sehr kleine und bestand aus Flieger mit wenig Betriebsmaterial.

Es flogen alle vier Flieger, Beaumont, Barra, Tétard und Grandjean. Passagierflüge wurden nur von Tétard auf seinem ca. 20 m klaffenden Farman-Doppeldecker ganz kurz mit einem Passagier ausgeführt, im übrigen wurden nur Alleinflüge von längstens 15 Minuten Dauer gemacht. Die Flieger meistern ihre Apparate sehr gut bei einem Wind von 5 bis 2 m.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. B. 61 756. Flugzeug; Zus. z. Pat. 249 794. Blair Atholl Aeroplane Syndicate Limited, London; Vertr.: Dipl.-Ing. H. Cammer, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A 2. 4. 10. E 12. 10. 12.

77 h. C. 17 579. Tragkörper für Luftschiffe. Wilhelm Cauer, Westend-Berlin, Hölderlinstr. 12. A 30. 1. 09. E 12. 10. 12.

77 h. D. 26 426. Spannband für Flugzeuge. Wwe. Jeanne Marie Anna Denieport gen. Nieuport, geb. Loubens, Suresnes, Frankr.; Vertr.: A. du Bois-Reymond, Max Wagner u. G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A 30. 1. 12. E 12. 10. 12.

77 h. D. 26 502. Elastisches, verkrümmbares Steuer für Luftfahrzeuge. Emil Dueball, Cuxhavenerstr. 5, u. Willi Heilemann, Belle-Alliancestr. 57, Berlin. A 10. 2. 12. E 12. 10. 12.

77 h. K. 48 572. Flugzeug mit seitlich stufenförmig übereinander liegenden verstellbaren Tragflächen. Reinhold Klämbt u. Paul Schultze, Berlin, Kochstr. 19. A 24. 7. 11. E 12. 10. 12.

77 h. S. 34 320. Gepolsterte Schutzkappe für Luftfahrer. A 6. 5. 12. E 19. 10. 12.

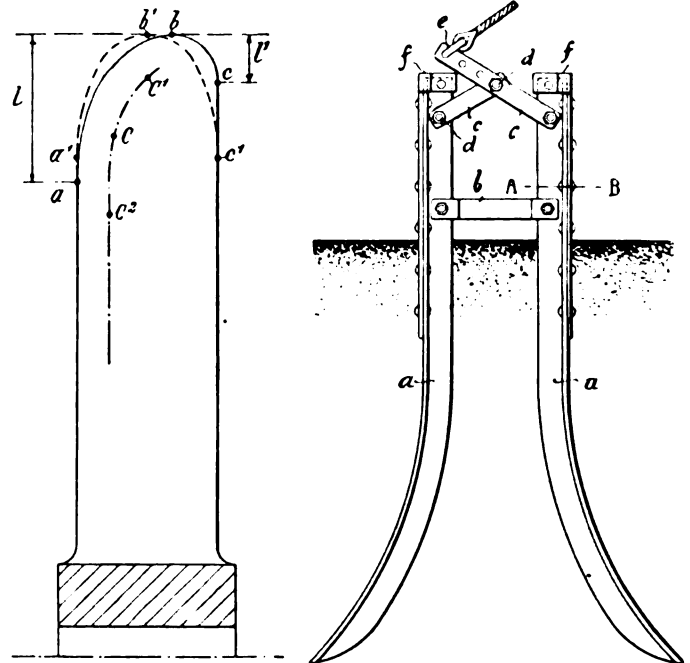
Patent-Erteilungen.

46 a. 249 873. Zweitaktexplosionskraftmaschine mit vier rechtwinklig zueinander angeordneten und um eine feststehende Kurbel kreisenden Zylindern. William Phillips Thompson, Liverpool, Engl.; Vertr.: F. A. Hoppen, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. 10. 11. 10. E. 31 304.

Auszüge aus den Patentschriften.

244 211. Hölzerne Luftschraube. Lucien Chauvière in Paris. Der vordere Rand ist von a nach b auf eine Strecke 1 nach hinten gebogen, die viel größer ist als die Strecke 1^1 , auf der sich die Umbiegung des Randes c b nach vorn vollzieht, während bei normalen Schrauben die Bögen a^1 b^1 und c^1 b^1 gleich und symmetrisch sind.

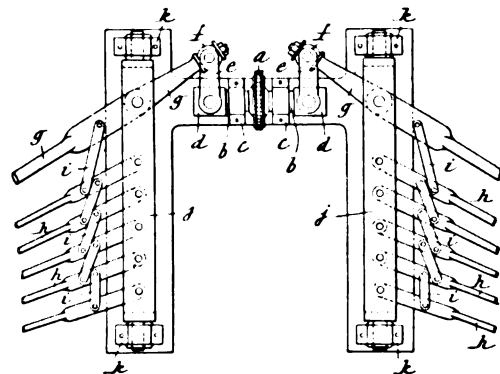
Der Luftwiderstand übt auf das Ende der Schraube einen Druck aus, der in C^1 angreift. Der Druck auf den übrigen Teil des Flügels greift in Punkt C^2 an. Die Resultierende dieser beiden Drücke greift in C an, welcher Punkt auf der Trägheitsachse liegt (die durch den Schwerpunkt der Vorrichtung geht). Man will dadurch einen vollkommenen Ausgleich der Reaktionsbeanspruchungen erreichen und vermeidet ein Verdrehen der Flügel über Kreuz.



Zu Nr. 244 211.

Zu Nr. 237 195 in Heft 3.

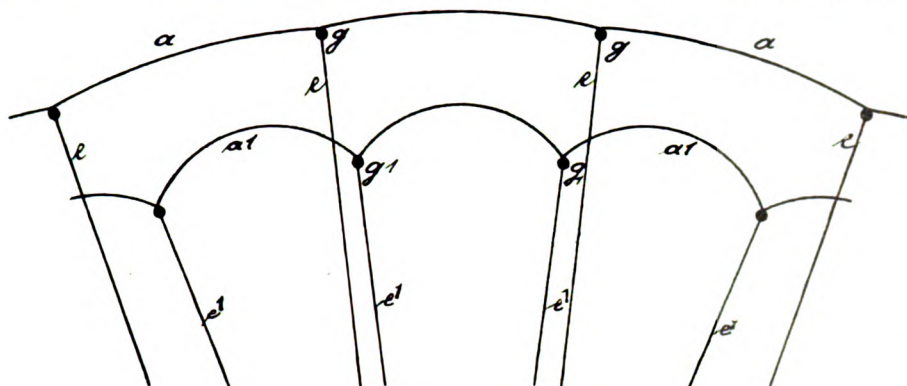
244 441. Flugzeug mit Schlagflügeln. Jules Materne in Diest, Belgien. — Die Schlagflügel breiten sich bei der Abwärtsbewegung aus, bei der Aufwärtsbewegung falten sie sich zusammen. Die Rippen (g h) eines jeden Flügels sind in einem um eine annähernd horizontale Achse schwingenden Rahmen (j) gelagert und untereinander durch Lenkerstangen (i) verbunden,



Zu Nr. 244 441.

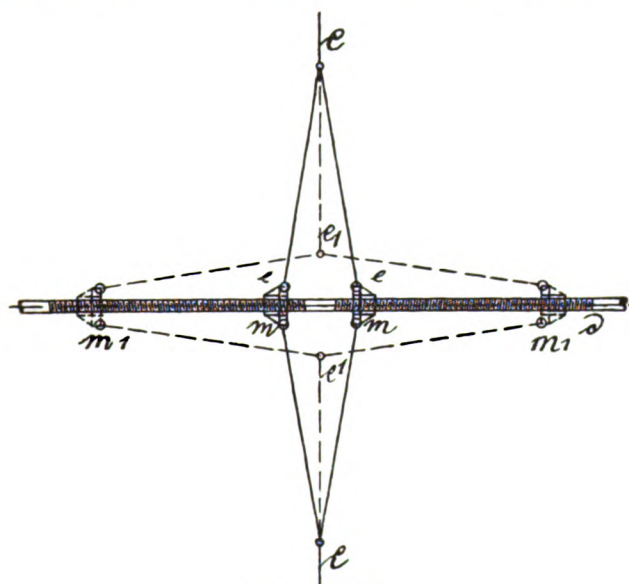
die derart angeordnet sind, daß bei jeder Flügelrippe der Angriffspunkt des nach vorn führenden Lenkers weiter von der Drehachse entfernt ist als der des nach hinten führenden, wobei der Antrieb nur durch die vordere Hauptrippe (g) erfolgt, deren innerer Hebelarm von der Kurbel (e) einer beide Flügel antreibenden Welle (b) mittels eines Universalgelenkes (f) gefaßt wird.

244 681. Drachenflieger mit Hubschraube. Gustav Mees in Charlottenburg. — Die Hubschraube hat verstellbare Flügel und ist, um als Kreisel zu wirken, mit einem Schwungrad versehen. Diese Hubschraube soll an Drachenfliegern angebracht werden, um Anfahren (Aufsteigen) und Landen zu erleichtern. Durch die Kreiselwirkung soll eine selbsttätige Stabilität erreicht werden.



Zu Nr. 245 867.

245 867. Luftschifftragkörper mit veränderlichem Fassungsvermögen. Matthias Mertes in Trier. — Die Verbindungsstellen der Lamellen a der Hülle sind durch Zugglieder e mit zwei gegenläufigen Schraubenmutter m verbunden, welche auf einer gemeinsamen Spindel d verschiebbar sind, derart, daß durch entsprechende Drehung der Spindel sie sich einander nähern oder voneinander entfernen. Haben z. B. die beiden Mutter m ihren größtmöglichen Abstand voneinander (punktiert m^1), so liegt der Knotenpunkt der von den Mutter ausgehenden Drähte e zu dem mit der Hülle direkt verbundenen Draht ganz nahe an der Tragkörperachse, er entfernt sich aber immer weiter von ihr, je näher man die Mutter einander bringt. Da nun die Länge der Drähte immer dieselbe bleibt, wird im erstenen



Zu Nr. 245 867.

Fall der Tragkörper seinen kleinsten (a^1), im letzteren seinen größten Durchmesser (a) haben.

Die Hülle a besteht aus Ballonstoff, Metallblech oder einem anderen geeigneten unstarren bzw. biegsamen Material. In der Längsrichtung wird sie durch die starren Teile g aus Metallrohren, Holzstangen od. dgl. versteift. Letztere dienen auch dazu, die von den Zuggliedern e übertragenen Zugkräfte gleichmäßig auf die Hülle a zu übertragen.

243 467. Versteifungsschläuche für Luftschiffe. Berthold Bosz in Marienburg i. Wpr. und Carl Szech in Graudenz. — Die Versteifungsschläuche bestehen aus verschiedenen, voneinander unabhängigen Zellen, die miteinander und mit der Außenluft durch Ventile in Verbindung stehen.

243 835. Propeller für Luft- und Wasserfahrzeuge. Alexander Polestchuk in St. Petersburg. — Der Propeller wird am vorderen Ende der Fahrzeuge angebracht. Statt der Flügel sind an Speichen Propellerscheiben angeordnet. Diese stehen in einem Winkel sowohl zu ihrer Drehachse als auch zu

der durch dieselbe gehenden senkrechten wie wagerechten Ebene derart schräg, daß ein nach dem Fahrzeug hin gerichteter, kegelmantelartig sich ausbreitender Luftstrom entsteht.

243 836. Sicherheitspropeller für Luftfahrzeuge. Johannes Pietzsch in Artern. — Hinter dem vorderen eigentlichen Arbeitspropeller ist ein während des normalen Betriebes stillstehender Reservepropeller angebracht. Der vordere Propeller wird im Falle eines Flügelbruchs selbsttätig abgeschleudert und der Reservepropeller eingerückt.

244 636. Vorrichtung zum Verwinden der Tragflächen von Drachenfliegern. Robert Esnault-Pelterie in Billancourt, Frankreich.

Die Vorrichtung ist so eingerichtet, daß mit ihr auch der Einfallwinkel oder die Krümmung der Tragflächen geändert werden kann. Diese zwei Bewegungen, die Verwindung der Tragflächen und die Änderung ihres Einfallwinkels, können gleichzeitig oder auch einzeln erfolgen.

Am unteren Ende der senkrechten Stange d schwingt ein wagerechter Hebel e , an dem die Spanndrähte c befestigt sind, auf einer wagerechten Querachse g . Wird der Hebel e geschwungen, um ihn im Verhältnis zur senkrechten Stange d mehr oder weniger zu neigen, so wird ein Nachlassen bzw. ein Anziehen der vorderen und hinteren Spanndrähte erzielt oder umgekehrt. Dadurch wird der Einfallwinkel der Tragflächen verändert, indem sie um ihre Querachse gedreht werden. Andererseits kann auch die Stange d um ihre Vertikalachse gedreht werden, um die Verwindung der Tragflächen herbeizuführen. (Fig. 1—3.)

Fig. 1.

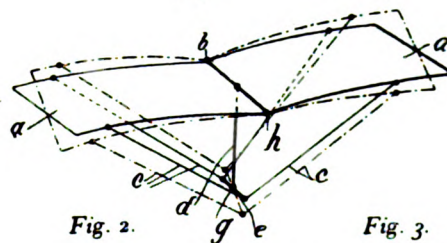


Fig. 2.



Fig. 3.

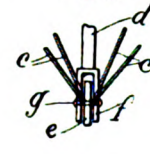
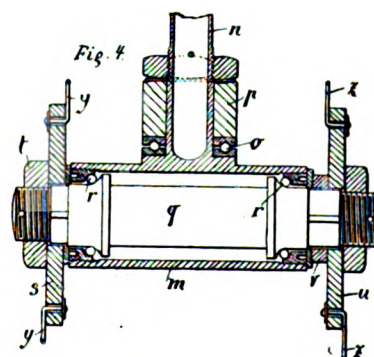


Fig. 4.



Zu Nr. 244 636.

In Fig. 4 ist der Hebel e durch zwei senkrechte Hebel s und u ersetzt, die an den Enden einer wagerechten Achse g befestigt sind. Letztere dreht sich in einer Hülse m , mit der die Stange n fest verbunden ist, die sich ihrerseits in einem Kugellager o dreht und die durch eine Muffe p geführt wird. Beide Hebel s und u werden durch einen Hebel v gedreht, der durch eine Stange vom Führer der Tragsitz aus verstellt werden kann.

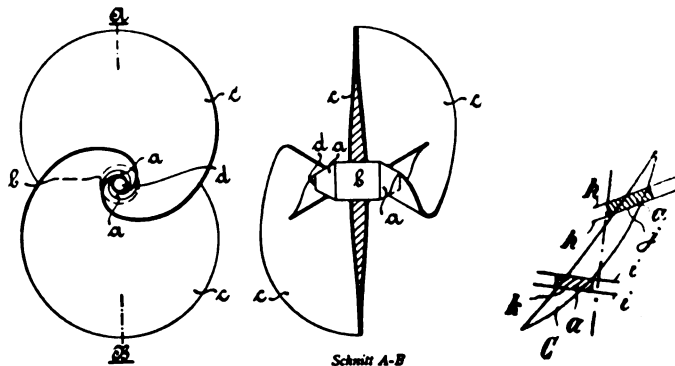
An jedem Ende jedes der beiden zweiarmigen Hebel s und u ist eines der vier Seile y und z befestigt, welche Seile die Verstellung der Tragflächen bewirken.

Das vordere linke Seil y ist am oberen Ende des Armes s und das hintere linke Seil z am unteren Ende des Armes u befestigt. Ebenso sind die beiden Seile auf der rechten Seite y und z an den ent-

gegengesetzten andern Enden der Hebel s und u befestigt. Hieraus folgt, daß, wenn der Fahrer die Stange u dreht, das rechte Seil z sich spannt, ebenso wie das linke Seil y , während sich umgekehrt die beiden anderen Seile entspannen. Auf diese Weise erhält man die Verwindung der Tragflächen.

Andererseits kann man den Einfallwinkel verändern, indem man den Hebel v nach unten bewegt. Die hinteren Seile z , z werden dann gespannt und die vorderen Seile y , y entspannt, wodurch der Einfallwinkel vergrößert wird. Eine entgegengesetzte Handhabung der Stange x bewirkt die Verkleinerung des Einfallwinkels.

245 123. Propeller. C. Büttow in Nürnberg. Der Propeller besteht aus der an ihren beiden Enden mit kegelförmigen Ansätzen a versehenen Nabe b , auf deren zylindrischem Teil die Flügel c schräg zur Achse angeordnet sind und bis zu der durch den Schnittpunkt ihrer lotrechten Mittelebene tangential zur Nabenbohrung gelegten Ebene nahezu eben verlaufen, wobei sie bis zu dieser Ebene ihre größte Breite haben. Von dieser Ebene ab ziehen sich die Ränder der Flügel c jedoch auf einen nach innen gekehrten Kegelmantel schraubenlinienförmig nach innen, so daß ihr inneres Ende mit der Nabenbohrung d abschneidet und jeder Flügel am inneren Teile in eine Schraubenlinie ausläuft. Das heißt: die Flügel sind nicht, wie sonst bei Propellern üblich, nach einer Schraubenlinie geformt und lediglich durch spiralförmige, auf Kegeln verlaufende Linien begrenzt, sondern die Flügel dieses Propellers bestehen aus schräg zur Achse geneigten Flächen, die an ihrem vorderen und hinteren Teile zu zwei Kegeln mit der Propellerachse als Achse und ein-



Zu Nr. 245 123.

Zu Nr. 245 260.

anderzugekehrten Spitzen aufgerollt sind und dabei so begrenzt werden, daß ihre Umrißlinie in einer Spirale sich an die Nabe anschließt.

Da die spiralförmigen Enden der Flügel die Achse umklammern, werden hierdurch die Flügel verstärkt und gegen Abreißen oder Bruch unter dem Einfluß der Fliehkraft gesichert.

Die Wirkung ist infolge der beschriebenen Ausbildung der Propellerflügel folgende: Bei Drehung des Propellers stößt derselbe mit seinen Flügeln axial ins Element hinein und erfährt letzteres mit der Außenseite des vorderen Kegels, drückt es unter die schräg stehende Flügelfläche und stößt es dann an der Innenseite des hinteren Kegels kräftig wieder aus.

245 260. Hölzerne Luftschraube aus miteinander verleimten Lamellen. Lucien Chauvière in Paris. . . . Hölzerne Luftschrauben, die in bekannter Weise aus Lamellen hergestellt sind, werden dadurch besonders haltbar gemacht, daß die Leimflächen nach Möglichkeit vergrößert werden, und zwar dadurch, daß die Seitenflächen der Lamellen gegen die Schraubenachse geneigt sind, statt senkrecht zu ihr zu verlaufen.

245 868. Ballonstoff aus Gewebe mit Dichtungs- und Wärmeschutzmitteln. Wilhelm Röder in Senftenberg, Niederlausitz. Eine oder mehrere Isolierschichten aus fein gemahlenem Korkmehl werden auf der Innenseite oder den Innenseiten aufgebracht, je nachdem, ob es sich um einfachen oder doppelten Ballonstoff handelt; dann wird egalisiert, kalandert und mittels daran anschließender Vulkanisierung das Korkmehl mit dem Ballonstoff fest verbunden.

Infolge Vorhandenseins von Korkisolierschichten wird der damit ausgestattete Ballonstoff gas- und wasserdichter als der nur gummierte Stoff und isoliert gegen die Außentemperatur. Ferner wirkt die Schicht wegen ihrer Lage auf der Innenseite als Schutzmittel gegen chemische Einwirkungen der Auftriebsgase auf den Ballonstoff.

Das Gewicht einer Korkisolierschicht braucht pro Quadratmeter Ballonstoff nur 6 bis 8 g zu betragen.

Bücher-Besprechungen.

Luftschrauben. Leitfaden für den Bau und die Behandlung von Propellern. Von Paul Béjourné. Frankfurt a. M.-Leipzig. Verlag von Benjamin Auffarth, 1912. Preis M. 4.

Bei der großen Wichtigkeit, welche der Luftschraube in der Flugtechnik zukommt, ist dieses Buch dankbar zu begrüßen, zumal die für die Praxis bestimmte Literatur auf diesem Gebiete zurzeit nur spärlich ist und außerdem die wenigen vorhandenen Bücher meist einseitig bestimmte Methoden und Verfahren bevorzugen. Der Verfasser dieses Buches hat es dagegen in dankenswerter Weise unternommen, einen möglichst vielseitigen Überblick über das ganze noch so wenig geklärte Gebiet zu gewähren.

Nach einigen Vorbemerkungen über die mechanischen und geometrischen Grundbegriffe des Schraubenproblems bringt der Verfasser eine Darstellung der beiden grundlegenden Betrachtungsweisen, der Schraubenstrahl- und der Flügelblatt-Theorie, sowie einige neuere Weiterbildungen derselben. Bei der Schraubenstrahltheorie hätte der Begriff des maximalen theoretischen Wirkungsgrades seiner Wichtigkeit entsprechend deutlicher hervorgehoben werden können. Im folgenden Abschnitt wird eine Reihe von Berechnungsmethoden, wie sie von verschiedenen Konstrukteuren angegeben werden, geschildert und durch Zahlenbeispiele erläutert; dabei kommt u. a. auch das hauptsächlich in Frankreich eingebürgerte Rechenverfahren mittels eines Nomogrammes zur Darstellung, das sich gerade für die sonst sehr unübersichtlichen Schraubenberechnungen besonders eignet. Zuletzt gibt der Verfasser die von ihm selbst zum Aufpassen und Nachrechnen fertiger Propeller angewandte Methode an und zeigt dann, daß sich dieselbe auch sehr gut für den Entwurf verwenden läßt und dabei den Vorteil bietet, den Konstrukteur in keiner Weise bezüglich der Umriß- und Querschnittformen zu beengen.

Der nächste Abschnitt bringt die wichtigsten bestehenden Versuchseinrichtungen zur Prüfung von Luftschrauben. Dabei geht der Verfasser besonders eingehend auf die von ihm selbst ausgeführten Messungen mit dem Prüfwagen der Ila ein und bringt eine Reihe wichtiger, aus anderen Versuchen kaum bekannter Angaben, die besonders für die Praxis von großem Wert sind.

Weiter folgen noch drei Abschnitte über die Anwendung der Luftschrauben, über die Kreiselwirkungen derselben und über ihre Behandlung. Ein Anhang bringt noch Festigkeitszahlen von Baustoffen und weiter eine Zusammenstellung der wichtigsten Formeln.

Das Buch ist aus der Praxis für die Praxis entstanden, wie es im Vorwort heißt. Man kann deshalb ruhig darüber hinwegsehen, daß der theoretische Teil vielleicht noch etwas unübersichtlich dargestellt und die charakteristischen Unterschiede der einzelnen Berechnungsmethoden etwas schärfer hätten betont werden können. Was für die Praxis von Wichtigkeit ist, um Propeller zweckentsprechend und theoretisch einwandfrei zu konstruieren und auszuführen, darüber gibt das Buch, soweit dies zurzeit überhaupt möglich ist, in reichem Maße Aufschluß. Es kann daher in erster Linie allen empfohlen werden, die praktisch mit Luftschrauben zu tun haben, es wird aber auch für alle, die sich nur über dieses verwickelte Problem orientieren wollen, eine sehr geeignete Lektüre bilden.

Berichtigung.

In dem Aufsatz »Der Hamburger Luftschiffhafen« in Heft 14 wurde die Hamburger Luftschiffhalle als größter Luftschiffhafen der Welt bezeichnet. Die Ballonhallenbau-Gesellschaft in Charlottenburg weist darauf hin, daß die von ihr im vergangenen Jahre auf dem Flugplatz Johannisthal erbaute Doppelhalle der »Luftfahrt-Betriebs-Gesellschaft« folgende lichte Maße besitzt: Länge 160,75 m, Breite 45 m, Höhe 28,50 m. Der außen umgrenzte Raum besitzt folgende Abmessungen: Länge 166,80 m, Breite 53,50 m, Firsthöhe 34,10 m. Diese Dimensionen übersteigen demnach die Abmessungen der Hamburger Halle.

INHALT:

Rudolf von Oldenbourg †.	S. 205.
Luftschrauben-Untersuchungen der Geschäftsstelle für Flugtechnik des Sonderausschusses der Jubiläums-Stiftung der deutschen Industrie. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. (Schluß.)	S. 206.
Wertungsformel für Flugleistungen. Von Ing. Paul Järay.	S. 211.
Der Nieuport-Eindecker. Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin und 's Gravenhage. (Mit Tafel XII, weitere Tafeln folgen.)	S. 211.
Ausstellungen.	S. 213.
Flugschau.	S. 214.
Patentschau.	S. 214.
Berichtigung.	S. 216.
Bücher-Besprechungen.	S. 216.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER

ING. ANSBERT VORREITER

BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS

DR. L. PRANDTL

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEHR

DR.-ING. H. FÖTTINGER

DR. N. JOUKOWSKY

DR.-ING. H. REISSNER

DR.-ING. F. BENDEMANN

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. R. EMDEN

PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL

PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASBURG L.E.

R. KNOLLER

PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

DR. C. RUNGE

PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

DR. S. FINSTERWALDER

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

GEH. REG.-RAT E. JOSSE

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. A. VON PARSEVAL

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

A. WAGENER

PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

14. September 1912.

Heft 17.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI. 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt. S. 217.
Das aerodynamische Laboratorium in St.-Cyr. Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner. S. 220.
Der Flug „Rund um Berlin“. Von Ing. Ansbert Vorreiter. S. 223.
Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Heiligendamm. Von Ing. Ansbert Vorreiter. S. 226.

Die Darstellung der Ballongase. Von Dr.-Ing. A. Sander, Karlsruhe i. B. (Schluß). S. 227.
Ein handliches Mikromanometer. Von Dr. K. Schreiber. S. 229.
Astronomische Ortsbestimmung mit Hilfe von Nomogrammen. Von Dr. W. Leick, Berlin-Lichterfelde. S. 230.
Flugschau. S. 231. — Ausstellungen. S. 231. — Patentschau. S. 231.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Mitteilungen aus der Göttinger Modellversuchsanstalt.

10. Auftrieb und Widerstand einer Tragfläche in der Nähe einer horizontalen Ebene (Erdboden).

Diese Versuche bilden einen Teil einer größeren Gruppe von Untersuchungen, die man als Studien über Störungserscheinungen zusammenfassen kann. Sie reihen sich demnach an die im II. Jahrgang dieser Zeitschrift S. 182 von O. Föppl veröffentlichten Messungen über den Auftrieb und Widerstand eines Höhensteuers hinter einer Tragfläche an. Die Frage nach dem Einfluß der Nähe des Erdbodens ist in mehrfacher Hinsicht von Interesse. Zunächst natürlich für den praktischen Flug, wo infolge dieses Einflusses beim Landen eigentümliche Erscheinungen auftreten, deren genaue Kenntnis wünschenswert ist. Dann aber ist die Frage auch von Wichtigkeit für die experimentelle Forschung selbst, da die Versuche naturgemäß fast immer in der Nähe des Bodens oder gar in geschlossenen Räumen ausgeführt werden, so daß man den Einwand nicht ohne weiteres zurückweisen kann, daß in der freien Luft die Erscheinungen anders ausfallen würden. Mit Rücksicht auf diesen Gesichtspunkt wurde nicht nur der Einfluß einer unterhalb der Tragfläche befindlichen Ebene untersucht, was für die Flugtechnik ja allein von Bedeutung ist, sondern es wurde auch die Störung untersucht, welche eine über der Fläche befindliche Decke verursacht. Nach den vorliegenden Ergebnissen ist anzunehmen, daß sich im Göttinger Versuchskanal merkliche Störungen infolge der Begrenzungen des Kanals höchstens bei einigen extrem großen Platten und

auch hier nur in unbedeutendem Maße geltend gemacht haben, vorausgesetzt, daß der Einfluß der Seitenwände nicht stärker ist als der von Boden und Decke, was jedoch nach theoretischen Erwägungen kaum anzunehmen ist. Endlich sollten die Versuche auch dem Fortschritt der theoretischen Erkenntnis des Luftwiderstandsproblems dienen, indem die bereits in der Föppl'schen Veröffentlichung (II. Jahrg. dieser Zeitschr. S. 182) sowie in dem Prandtl'schen Vortrag über die »Ergebnisse und Ziele der Göttinger Modellversuchsanstalt« (III. Jahrg. dieser Zeitschr. S. 33) kurz angedeutete Theorie der Wirbelbildung hinter einem Aeroplan auch auf den vorliegenden Fall sich anwenden und auf ihre Richtigkeit prüfen ließ.

Die Versuchsanordnungen für die Messung des Einflusses eines Bodens ist in Fig. 55 u. 56 dargestellt. Eine 2,6 mm dicke Zinkplatte von den Abmessungen 10 · 60 cm mit einem Wölbungspfeil von 4,4 mm war in der üblichen Weise im Kanal als Modell einer Tragfläche aufgehängt. Außerdem hing im Kanal an vier Drahtseilen von 1 mm Durchmesser in horizontaler Lage eine ebene Holzplatte von 2 m Länge, 1 m Breite und 1,8 cm Dicke; die Vorder- und Hinterkante waren zugeschrägt. Da die Breite der Platte für den vorliegenden Zweck nicht ausreichend erschien, wurde sie durch aufgelegte Pappstücke vergrößert; am äußeren Rande ruhten diese auf Blechstreifen, die ihrerseits wieder mittels dünnen Bindfadens an den Drahtseilen hingen. Die vier Drahtseile liefen über verschiedene Rollen zu einer Winde und konnten damit gleichzeitig angeholt werden, so daß die Holzplatte, ohne ihre horizontale Lage zu verändern, angehoben werden konnte.

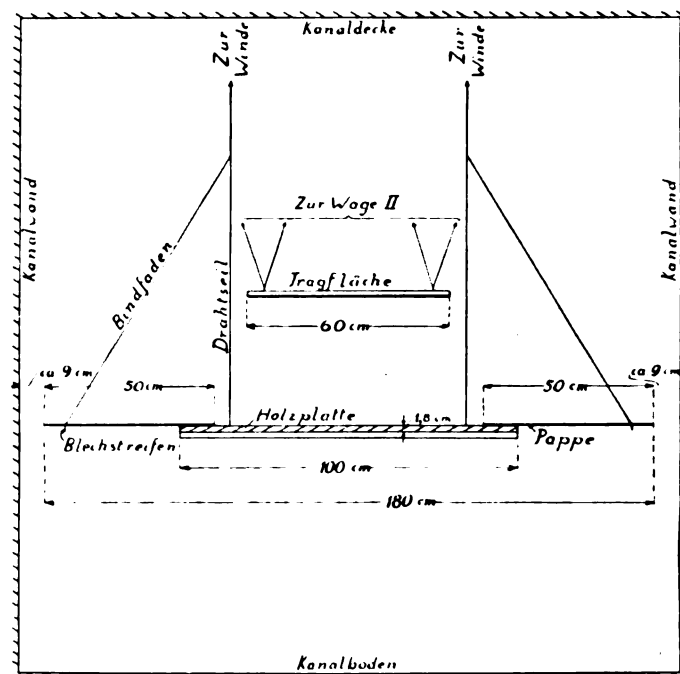
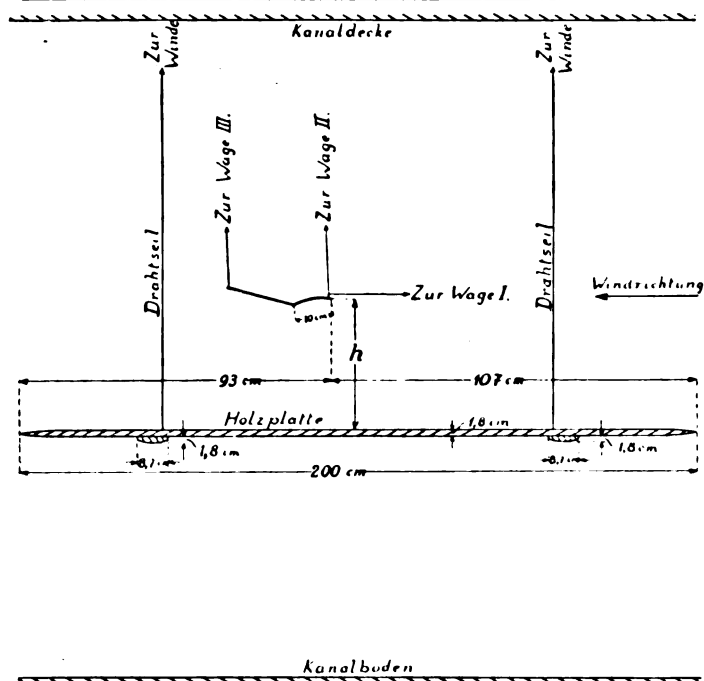


Fig. 55 und 56. Längs- und Querschnitt durch den Kanal mit der Versuchsanordnung.

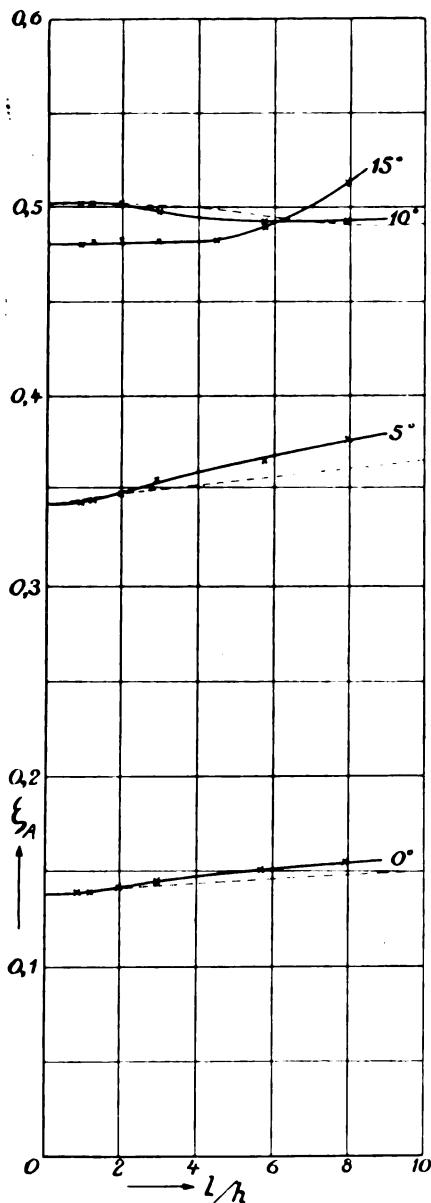


Fig. 58. Widerstand der Tragfläche, abhängig von ihrer Entfernung vom Boden.

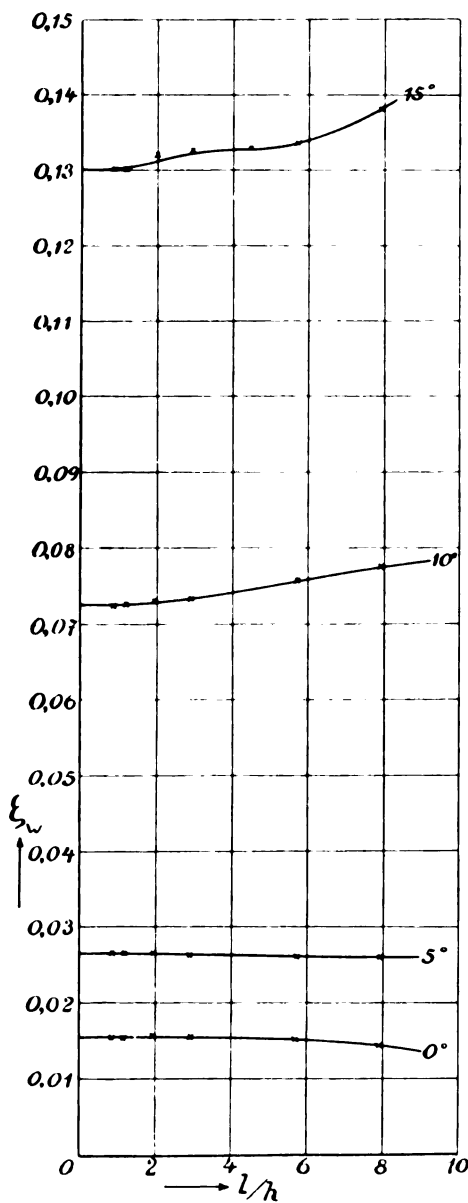


Fig. 57. Auftrieb der Tragfläche, abhängig von ihrer Entfernung vom Boden.

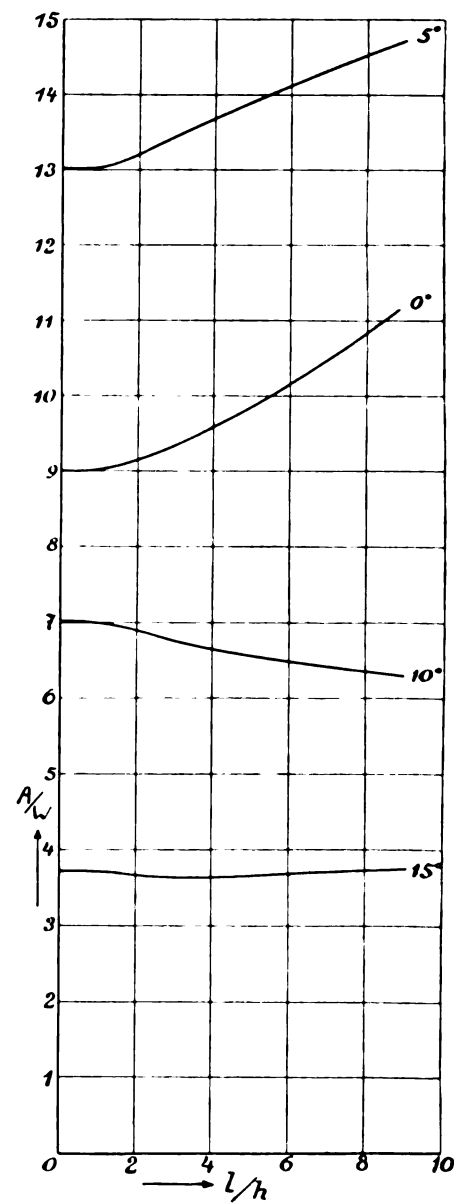


Fig. 59. Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand der Tragfläche, abhängig von ihrer Entfernung vom Boden.

Zur Untersuchung des Einflusses einer Decke diente dieselbe Versuchsanordnung, nur war die Tragfläche dabei um 180° gedreht aufgehängt, so daß sie jetzt mit ihrer konvexen Seite gegen die Holzplatte gewandt war (als Auftrieb wurden nun natürlich die vertikal nach unten gerichteten Kräfte gemessen).

Die Messung ging in der Weise vor sich, daß das Tragflächenmodell auf einen bestimmten Einfallswinkel (0° , 5° , 10° , 15°) eingestellt wurde und nun die Auftriebs- und

Oberfläche der Holzplatte bedeutet. Theoretische Überlegungen zeigen nämlich, daß der Einfluß des Bodens bzw. der Decke gerade von diesem Verhältnis abhängig ist. Es wäre zwar näherliegend, den reziproken Wert h/l einzuführen; aber da der Einfluß nur bei kleinen Werten von h sich deutlich bemerkbar macht und mit wachsendem h asymptotisch gegen 0 abnimmt, so wird durch die gewählte Abszisseneinteilung gerade der wichtigere Bereich der kleinen h deutlicher zum Ausdruck gebracht.

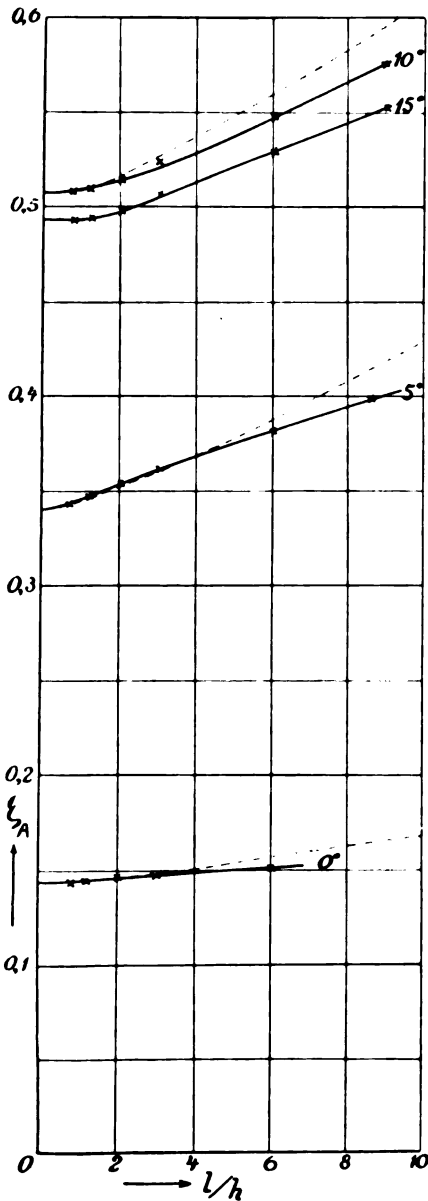


Fig. 60. Auftrieb der Fläche, abhängig von ihrer Entfernung von der Decke.

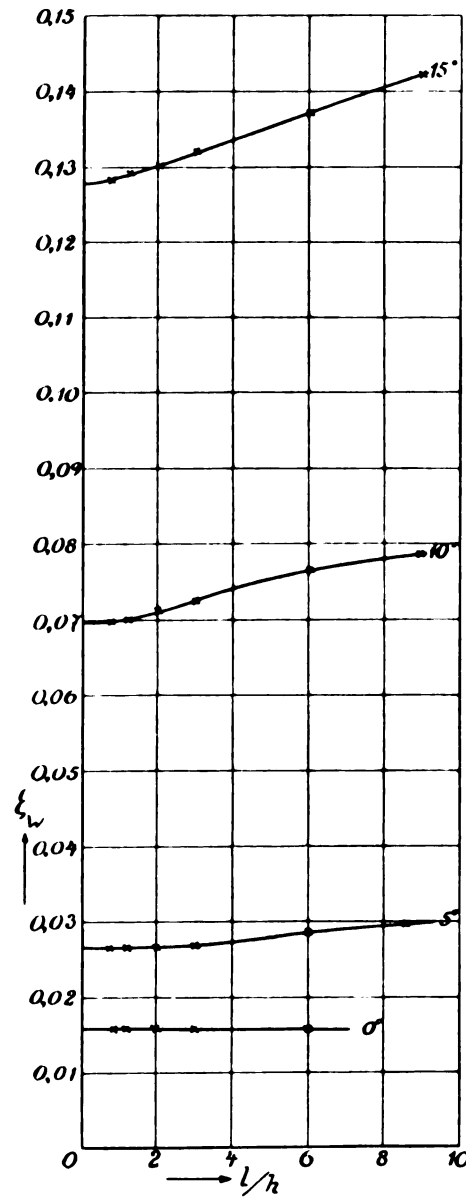


Fig. 61. Widerstand der Tragfläche, abhängig von ihrer Entfernung von der Decke.

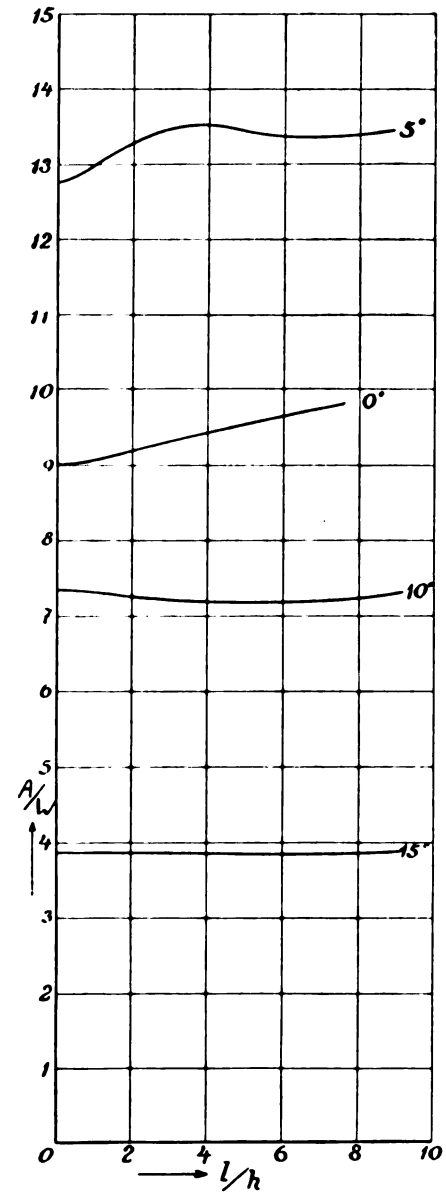


Fig. 62. Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand der Tragfläche, abhängig von ihrer Entfernung von der Decke.

Widerstandskräfte bei verschiedenen Abständen der Holzplatte von ihr gemessen wurden. Die Ergebnisse sind in den Fig. 57—62 dargestellt (die kräftig ausgezogenen Linien bedeuten Versuchsergebnisse, die gestrichelten Linien in Fig. 57 u. 60 sind auf Grund der weiter unten erläuterten Rechnungen gezeichnet). ζ_A bedeutet wie bisher den Auftriebskoeffizienten in der Formel: $\text{Auftrieb} = \frac{\gamma \cdot v^2}{g} \cdot F \cdot \zeta_A$,

der Widerstandskoeffizient ζ_W hat eine entsprechende Bedeutung. A/W in Fig. 59 u. 62 ist das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand. Als Abszissen sind die Werte l/h gewählt, wobei l die Länge der Versuchsplatte (hier also 60 cm) und h den Abstand ihrer Vorderkante von der

Über den theoretischen Teil der Untersuchungen soll später ausführlich berichtet werden. Hier seien vorläufig nur einige erläuternde Bemerkungen gegeben. Zunächst läßt sich eine feste ebene Wand hydrodynamisch dadurch ersetzen, daß man jenseits derselben das Spiegelbild der Strömung annimmt, so daß die Wand als Symmetrieebene wegfallen kann, ohne daß dadurch die Strömung sich ändert. Der Einfluß der Wand ist demnach gleich dem einer Tragfläche, die sich im Abstände $2h$ in spiegelbildlicher Lage befindet, und es ist somit das Problem darauf zurückgeführt, den Einfluß einer Tragfläche (nämlich des Spiegelbildes) auf eine andere zu untersuchen. Dieser Einfluß macht sich in dreifacher Weise geltend: 1. Die Zirkulation um die

Tragfläche — die bekanntlich eine wesentliche Voraussetzung des Auftriebes ist — bedingt im Falle der Decke eine Vermehrung und im Falle des Bodens eine Verminderung der Horizontalgeschwindigkeit. 2. Die von den Enden der Tragfläche ausgehenden Wirbelzöpfe verursachen eine Abweichung des Luftstromes von der horizontalen Richtung, so daß sich die Tragfläche in einem nach aufwärts gerichteten Luftstrom befindet (sowohl in der Nähe des Bodens wie in der Nähe der Decke). 3. Die unter 1. und 2. erwähnten Ursachen haben außerdem noch eine Krümmung der Stromlinien zur Folge; diese hat in beiden Fällen (Boden und Decke) den umgekehrten Sinn wie die Wölbung der Platte. Man kann sie nach den Vorschlägen von Herrn Professor Prandtl als eine entsprechende Vergrößerung der Pfeilhöhe der Platte auffassen. Aus diesen drei Änderungen (Geschwindigkeit, Neigungswinkel des Windes und Plattenwölbung) lassen sich auf Grund von Versuchswerten für die unbeeinflusste Tragfläche die Änderungen von Auftrieb und Widerstand bestimmen. In den Diagrammen 57 u. 60 ist das Ergebnis der Rechnung für den Auftrieb durch die gestrichelte Linie wiedergegeben. Für den Widerstand ließen sich leider einige der nötigen Versuchswerte nur sehr ungenau ermitteln, so daß von einer Wiedergabe der betreffenden Kurven wegen ihrer Unsicherheit abgesehen wurde, im wesentlichen stimmen aber auch sie mit den Versuchsergebnissen überein. Nach dem Vorausgehenden ist leicht einzusehen, daß der Einfluß der Decke auf den Auftrieb stärker ist als der des Bodens, denn im ersteren Falle wirken sämtliche drei Momente auf eine Vermehrung des Auftriebes hin, während im letzteren die Geschwindigkeitsabnahme ein negatives Glied in die Rechnung bringt.

Die Abweichungen, welche die Theorie gegenüber den Messungen aufweist, erklären sich in der Hauptsache durch die vereinfachenden Annahmen über den Verlauf der Wirbel, die gemacht werden mußten, um die Rechnung ohne allzu große mathematische Schwierigkeiten durchführen zu können. Die Zirkulation um die Platte und die seitlichen Wirbelzöpfe wurden durch einzelne geradlinige Stücke von Wirbelfäden ersetzt, die überall in gleichem Abstand von der ebenen Platte wie der Sehnenmittelpunkt der Tragfläche angenommen wurden. In Wirklichkeit besitzen die seitlichen Wirbelzöpfe eine geringe Abwärtsbewegung, und besonders unmittelbar hinter der Tragfläche werden sie infolge der Zirkulation um dieselbe verhältnismäßig stark nach unten gedrückt. Die gemachten Annahmen haben demnach bei einem Teil der Einflüsse einen Fehler in der Entfernung (h) zur Folge, der bei der gewählten Darstellungsweise besonders stark vergrößert erscheint. Tatsächlich würde man schon eine sehr viel bessere Übereinstimmung der theoretischen und der gemessenen Kurven erhalten, wenn man für die Berechnung die Tragfläche etwas tiefer angenommen hätte — beim Boden ca. 4 cm, bei der Decke ca. $1\frac{1}{2}$ —2 cm. Beim Einfluß des Bodens macht sich der Fehler verhältnismäßig stärker bemerkbar als beim Einfluß der Decke, da es sich im einen Falle um die Differenz und im anderen um die Summe eines fehlerhaften und eines richtigen Gliedes handelt. Besonders auffällig ist die Übereinstimmung zwischen Rechnung und Versuch beim Einfluß des Bodens bei 10° Neigung, wo in beiden Kurven nach einem unbedeutenden Maximum ein ausgesprochenes Minimum vorhanden ist, das nur in der Richtung der Abszissenachse in der einen Kurve etwas verschoben ist, was ja nach dem Vorausgehenden auch erklärlich ist. Für den Neigungswinkel von 15° sind keine Rechnungsergebnisse mehr eingetragen, da die Voraussetzungen der Theorie nur bei kleinen Neigungswinkeln (bis zum Auftriebsmaximum) zutreffen.

Als wichtigstes Ergebnis für den eigentlichen Flug zeigen die Versuche in Übereinstimmung mit der Theorie,

daß bei den praktisch in Frage kommenden kleinen Einfallswinkeln der Auftrieb in der Nähe des Bodens zunimmt, während der Widerstand kleiner wird, so daß die Aeroplane in der Nähe des Bodens einen günstigeren Gleitwinkel besitzen als in der freien Luft.

A. Betz.

Das aerodynamische Laboratorium in St.-Cyr.

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner.

Das große «Institut Aérotechnique» in St. Cyr-l'École bei Paris verdankt bekanntlich sein Entstehen einer Stiftung des bekannten Mäzens der Flugtechnik, Henry Deutsch de la Meurthe, der im Mai 1909 der Universität Paris zu diesem Zwecke eine Summe von 500 000 Frs. nebst einem jährlichen Zuschuß von 15 000 Frs. stiftete. Da man Wert darauf legen mußte, das Laboratorium in der Nähe von Paris und leicht von dort erreichbar zu errichten und auch die Nähe der militär-aeronautischen Anstalten wünschenswert schien, während andererseits wegen der Natur der anzustellenden Versuche ein freies Gelände ohne nahegelegene Bauwerke erforderlich war, so war es nicht ganz leicht, einen passenden Standort für das Institut zu finden, und erst nach längerem Suchen wurde ein Platz bei St. Cyr in der Nähe von Versailles gewählt, etwas oberhalb des kleinen Ortes auf einer langgestreckten flachen



Fig. 1. Institut Aérotechnique in St. Cyr. (R Rundlauf.)

Anhöhe, in unmittelbarer Nähe des Exerzierplatzes der Militärschule von St. Cyr.

Das Grundstück des Instituts besitzt eine gesamte Grundfläche von 72 000 qm, wovon 22 500 qm auf einen 900 m langen und 25 m breiten Streifen entfallen, auf dem die für die Versuche bestimmte Bahn angelegt ist. Auf dem ca. 50 000 qm umfassenden Rest des Terrains befinden sich die Gebäude, von denen der größte Teil für die Versuchslaboratorien bestimmt ist, während einige kleinere Gebäude Verwaltungszwecken dienen.

Das 80 m lange Hauptgebäude besteht aus zwei Pavillonen zu beiden Seiten des Eingangs, in denen das Zimmer des Direktors, die Bibliothek und das Archiv, Zeichenbureau usw. untergebracht sind. Daran schließt sich dann eine in Eisenkonstruktion errichtete Halle, die eine Grundfläche von 2840 qm bedeckt, wovon 1200 qm auf den großen Mittelraum entfallen, der zu Versuchen aller Art benutzt werden soll, während die an beiden Seiten angeordneten Laboratorien, Magazine, Werkstätten, Kraftstation und Garage für die zu den Versuchen verwendeten Wagen den Rest von 1640 qm bedecken.

Von den Laboratorien sind besonders die für Chemie, Physik und Meteorologie wichtig. Die Arbeiten des chemischen Laboratoriums sollen sich erstrecken auf die Untersuchung der leichten Gase, die chemische Untersuchung aller Arten von Konstruktionsmaterialien, vor allem von Ballon- und Flugzeugstoffen und den für sie bestimmten Imprägnierungsmitteln, während das physikalische Laboratorium vor allem die Aufgabe hat, alle für die Luftschiffahrt und für die aerodynamischen Messungen wichtigen Meßinstrumente, wie Dynamometer, Tachometer, Chronographen, Barometer, Stoskoppe, Gyroskop usw. zu untersuchen und wenn möglich

in ihrer Konstruktion zu vervollkommen. Die Aufgabe des meteorologischen Laboratoriums beschränkt sich vorläufig in der Hauptsache auf die für den Betrieb des Instituts notwendigen Windmessungen.

Die eigene Kraftanlage des Instituts arbeitet mit Dampfmaschinen; dieser Antriebsart wurde der Vorzug vor Gas- oder Ölmotoren gegeben, weil der größte Wert auf möglichste Elastizität und Überlastungsfähigkeit der Kraftmaschinen gelegt werden mußte. Zwei Wasserrohrkessel von Delaunay-Belleville liefern den Dampf von 17 Atm. für die beiden stehen-

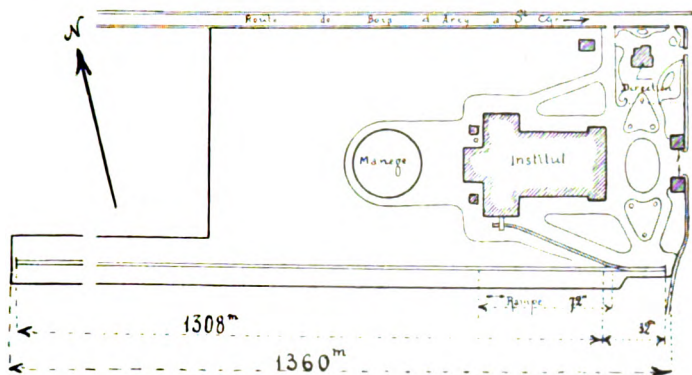


Fig. 2. Grundriß der Institutsgebäude und der Versuchsbahn.

den Dampfmaschinen, die jede mit einem Gleichstromgenerator gekuppelt sind. Die kleinere Dampfmaschine leistet 30 bis 40 PS und kann bei 120 Volt einen Strom von 160 Amp. abgeben, wobei sie während zweier Stunden um 35 %, während einiger Minuten um 50 % überlastet werden kann. Sie liefert den Strom für die Beleuchtung und die Motoren in der Werkstatt und lädt eine Akkumulatorenbatterie, die während des Stillstandes der Maschinen die Beleuchtung übernimmt. Die große Maschine von 120 bis 150 PS kann 200 bis 300 Amp. bei einer Spannung zwischen 0 und 530 Volt liefern; sie wird von der kleineren Maschine erregt und liefert den Strom zum Betriebe der auf der Versuchsbahn fahrenden Meßwagen; auf die Einzelheiten der Schaltung beider Maschinen für diese Messungen wird später zurückgekommen werden.

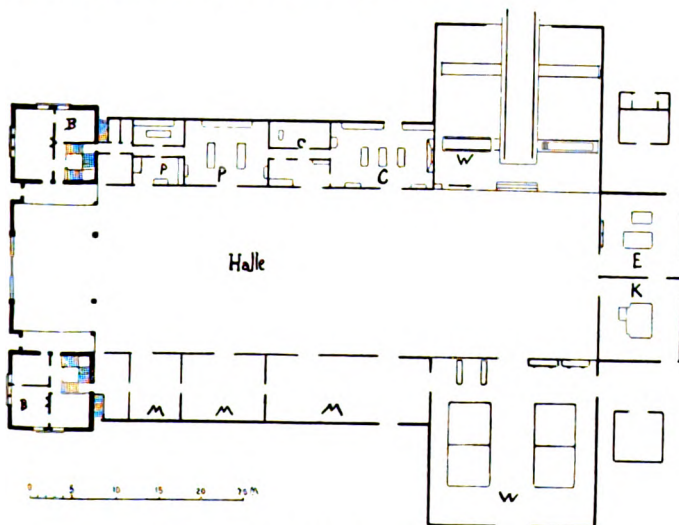


Fig. 3. Grundriß des Hauptgebäudes.

(B Bureaus, M Magazine, W Werkstatt und Remise für Versuchswagen, P physikalische, C chemische Laboratorien.)

Die wichtigsten Messungen werden auf der neben dem Institut angelegten Bahn gestellt, deren nutzbare Länge 1400 m beträgt. Diese im Freien angelegte Bahn soll dazu dienen, um Tragflächen in Naturgröße oder in wenig verkleinerten Modellen in Bewegung untersuchen zu können, wobei Geschwindigkeiten angewendet werden sollen, die den im Fluge vorkommenden nahe stehen. Daß solche Messungen sehr notwendig sind, ist zweifellos, denn der Wert der Modellversuche ist, abgesehen von den Unsicherheiten der Messung,

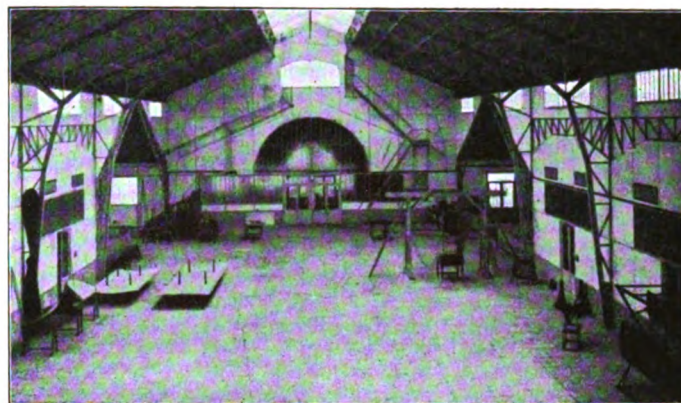


Fig. 4. Inneres der großen Halle.

sehr stark dadurch beschränkt, daß das Gesetz der Proportionalität für die Erscheinungen des Luftwiderstandes nur angenähert gültig ist, und daß große Flächen in ihrem Verhalten von kleineren gleich geformten bisweilen nicht unwesentlich abweichen. Solche Versuche an naturgroßen Flächen können sowohl im Freien als auch in großen Hallen angestellt werden. Die Hallenversuche haben den Vorteil, den Störungen durch Wind nicht ausgesetzt zu sein, sie leiden aber — abgesehen von der Schwierigkeit der Beschaffung einer genügend großen Halle — an dem Fehler, daß es nicht möglich ist, genau zu wissen, welchen Einfluß die immerhin ziemlich nahen Wände der Halle auf die Tragflächen ausüben. Noch wesentlich größer ist diese Unsicherheit bei den im übrigen so bequemen Rundlaufbahnen, wo durch das Mitreißen der ganzen eingeschlossenen Luft große Fehler entstehen können. Man wird daher im allgemeinen doch der im Freien angelegten Bahn den Vorzug geben, obwohl man dadurch wegen des Einflusses des Windes gezwungen ist, die Messungen nur an ziemlich windstillen Tagen vorzunehmen.

Die Messungen müssen natürlich bei möglichst gleichförmiger Geschwindigkeit vorgenommen werden, und um diese auch bei größeren Geschwindigkeiten zu erreichen, muß die Bahn möglichst lang sein. Die Länge von 1360 m der Bahn in St. Cyr gestattet, wie die Versuche gezeigt haben, noch genügend genaue Messungen bei einer Geschwindigkeit von 23 m/Sek. oder 83 km/Std., da in diesem Falle die Geschwindigkeit während 8 bis 10 Sekunden fast konstant bleibt; für höhere Geschwindigkeiten reicht die Länge der Bahn nicht mehr aus.

Die Bahn, die, wie erwähnt, in der Mitte eines 25 m breiten Geländestreifens angelegt ist, besteht aus einem normalspurigen Gleise aus 12 m langen und paarweise zusammen-

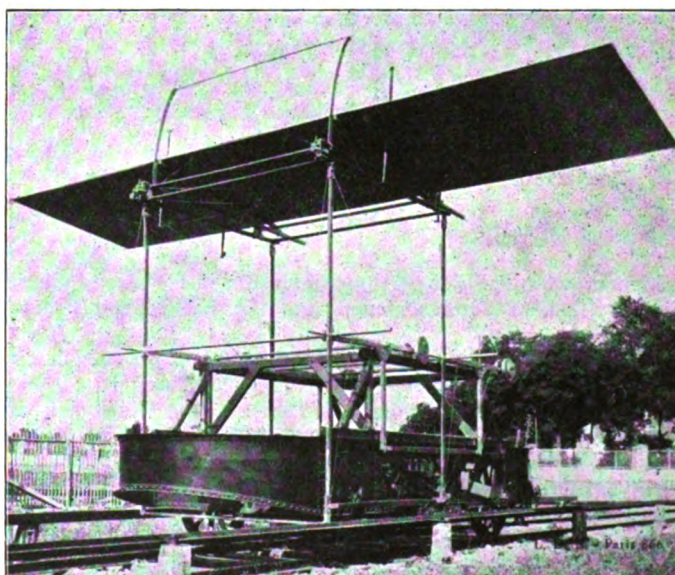


Fig. 5. Wagen zur Untersuchung von Tragflächen.

geschweißten Vignolschienen von 25 kg/m. Sie hat am Anfang (neben dem Institutsgebäude) auf eine Länge von 72 m ein Gefälle von 0,80 m zur Vergrößerung der Anfahrbeschleunigung, dann folgt das 1308 m lange, vollkommen ebene Mittelstück, und am Ende steigt die Bahn wieder auf 150 m um 70 cm an, um den Stillstand des Wagens zu erleichtern. Auf den letzten 90 m sind neben den Fahrschienen zwei Bremschienen verlegt, auf denen besondere am Wagen angebrachte Bremsschuhe schleifen; für den Fall, daß alle Bremseinrichtungen versagen sollten, endet das Gleis in einem großen Sandhaufen. Zur Stromzuführung dienen zwei Schienen aus 100 mm-T-Eisen zu beiden Seiten des Gleises, und zwar erfolgt die Zuleitung des Ankerstromes durch diese beiden

befinden sich die Bremskufen, die gefedert sind, um plötzliche Stöße abzuschwächen; um den auf der Bremsstrecke zum Stillstand gekommenen Wagen zurückführen zu können, können die Bremskufen gehoben werden, doch ist zur Sicherheit eine Einrichtung vorgesehen, die es nicht gestattet, bei gehobenen Bremskufen eine höhere Spannung als 120 Volt (statt 530 Volt) dem Anker zuzuführen.

Da bei den Fahrten sich niemand am Wagen befindet, so erfolgt die Steuerung von einem besonderen Beobachtungsposten aus, der auf dem Dache der großen Halle so angeordnet ist, daß man von ihm aus die Bahn in ihrer ganzen Länge übersehen kann. Durch Rechtsdrehen des Hebels eines Kontrollers wird der Wagen in Bewegung gesetzt, und auf den

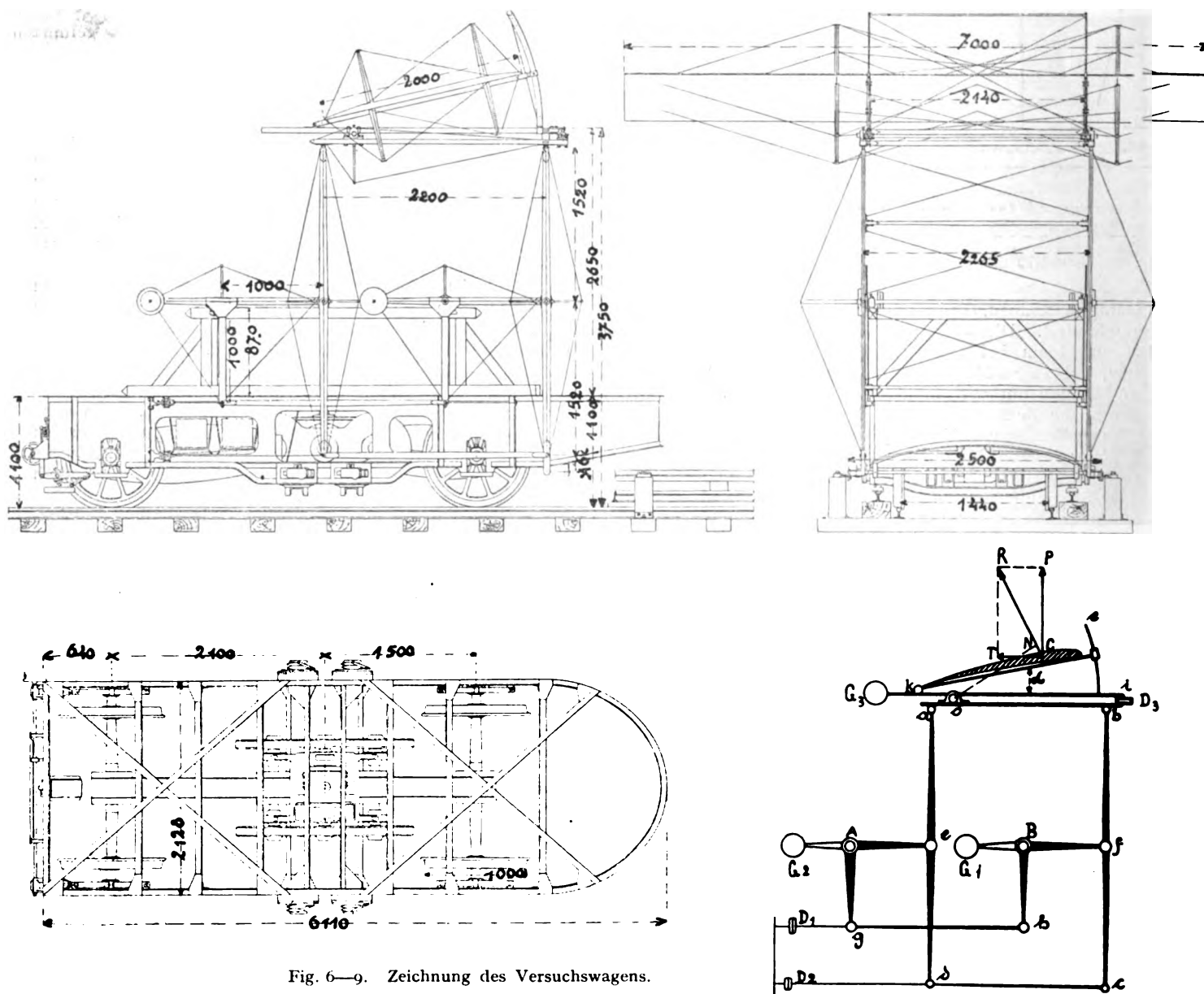


Fig. 6—9. Zeichnung des Versuchswagens.

Schienen, während der Erregerstrom für die Motoren durch eine der beiden Stromschienen und die Fahrschienen zugeleitet wird.

Zu den Messungen werden — je nachdem ob es sich um Messungen an Tragflächen oder Propellern handelt — verschiedene Fahrzeuge verwendet. Den zu den Messungen an Tragflächen benutzten Wagen zeigt die Fig. 5. Er ist 6,12 m lang und 2 m breit bei einem Radstand von 3,60 m; sein Gewicht beträgt betriebsfertig ca. 5000 kg. Die Räder sind nach rückwärts versetzt, um die Vorderachse, die durch die zu untersuchenden Tragflächen entlastet wird, stärker zu belasten als die Hinterachse. In der Mitte des Wagens befindet sich der Motor, dessen Kraft durch Renoldketten auf die beiden Radachsen übertragen wird. Am Rückende des Wagens

ersten fünf Kontakten wird der in den Ankerstromkreis eingeschaltete Widerstand sukzessive ausgeschaltet. Auf dem sechsten und letzten Knopf dagegen wird ein automatischer Beschleuniger eingeschaltet, der die anfangs nur 55 Volt betragende Spannung der den Ankerstrom liefernden Dampfdynamo durch Ausschalten der in ihren Erregerstromkreis gelegten Widerstände in 18 Stufen allmählich bis auf den Maximalwert von 530 Volt erhöht; durch einen Anschlag kann die Bewegung dieses automatischen Beschleunigers bei einem bestimmten Kontakt angehalten werden, wenn man eine geringere Geschwindigkeit zu erreichen wünscht. Die Bremsung geschieht in gewöhnlicher Weise, indem durch Linksdrehen des Controllerhebels der Motoranker über Widerstände allmählich kurzgeschlossen wird; sie wird durch die

am Wagen befindlichen Bremskufen und die Steigung im letzten Teile der Bahn unterstützt.

Die Art, in der die zu untersuchenden Tragflächen auf dem Wagen befestigt werden (und die erst nach verschiedenen anderen Versuchen in dieser Weise ausgeführt wurde), ist aus dem Schema Fig. 9 ersichtlich. Das die Flächen tragende Gerüst besteht aus zwei Parallelogrammen $abcd$, deren Eckpunkte als Gelenke ausgebildet sind. Die vertikalen

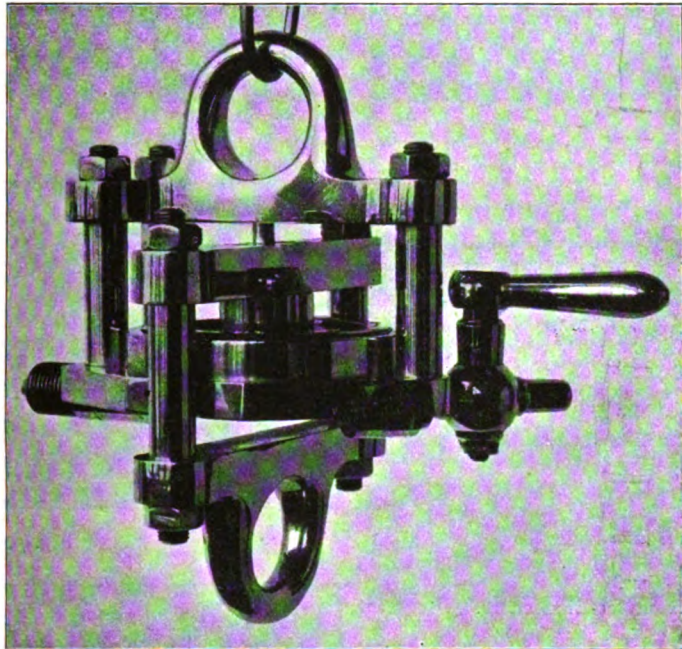


Fig. 10. Dynamometer.

Seiten ad und bc dieser Parallelogramme sind in den Punkten e und f an zwei dreiarmligen Hebeln befestigt, die um die Drehpunkte A und B schwingen und deren untere rechtwinklig abzweigende Arme durch eine Verbindungsstange gh so miteinander verbunden sind, daß sie sich stets in gleicher Weise bewegen müssen, was zur Folge hat, daß die Seiten ab und cd des Parallelogramms stets horizontal bleiben. Zur Ausbalanzierung des Eigengewichts dienen die Gegengewichte G_1 und G_2 . Die Deformation der Parallelogramme unter dem Einfluß der auf die Flächen wirkenden Auftriebs- und Widerstandskräfte wird durch Kabel verhindert, die horizontal von den Punkten d und g ausgehen und in die Dynamometer eingeschaltet sind; man erkennt leicht, daß durch das Dynamometer D_1 der Auftrieb, durch D_2 der Widerstand in der Fahrtrichtung gemessen wird. Um auch noch die Lage der Resultierenden zu bestimmen, ist die Fläche auf dem Parallelogramm vermittelst des Balkens ik befestigt, der sich um o drehen könnte, woran ihn indes das Dynamometer D_3 verhindert, das somit das Drehmoment der Resultierenden in bezug auf den Punkt o mißt, woraus sich — da die Größe und Richtung derselben durch die anderen beiden Dynamometer bekannt sind — ihre Lage leicht berechnen läßt. Mittels des Gradbogens l kann der Anstellwinkel i der Fläche verändert werden, während durch das Gegengewicht G_3 die ganze Vorrichtung in bezug auf o ausbalanziert wird.

Alle Gelenke und Drehpunkte an den Hebeln sind als Kugellager ausgeführt.

Die verwendeten Dynamometer — von denen, da auf jeder Seite des Wagens ein Parallelogramm vorhanden ist, sechs Stück erforderlich sind — sind hydraulische Dynamometer von J. Richard (Fig. 10). Sie bestehen aus einem kurzen Zylinder, in dem sich, durch eine Membran aus Kautschuk abgeschlossen, die Druckflüssigkeit befindet. Über der Membran, die nur als Dichtungs-, nicht als Druckübertragungsorgan dient, liegt der den Druck übertragende Kolben, der sich mit geringem Spiel in dem Zylinder bewegen kann. Durch dünne biegsame Schläuche wird der Flüssigkeitsdruck zu den Manometern geleitet, die natürlich wie alle Instrumente auf

dem Wagen, als Registrierinstrumente ausgeführt sind. Da je zwei Dynamometer dieselbe Größe (Auftrieb, Widerstand oder Drehmoment) messen, so sind die Schreibstifte derselben auf derselben Trommel übereinander angeordnet. Wenn kein Wind herrscht, so zeigen stets die beiden zusammengehörigen Dynamometer denselben Wert, bei Seitenwind dagegen zeigt das Instrument auf der Windseite einen höheren Wert an und läßt somit eine Verschiebung des Druckmittelpunktes gegen den Wind erkennen.

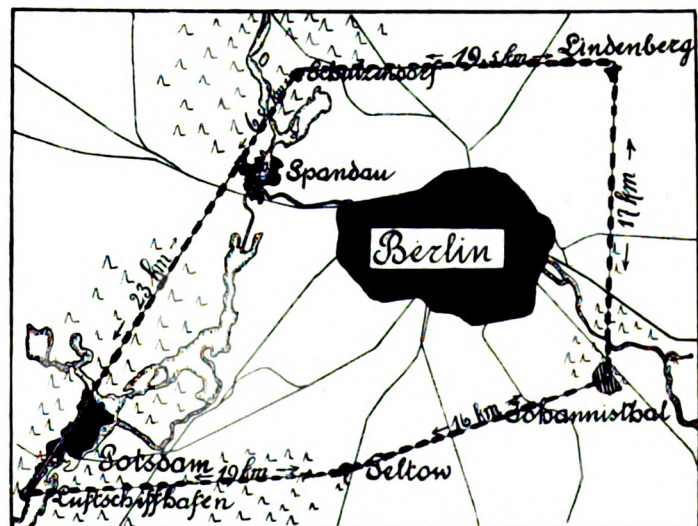
Mit Rücksicht auf die große Verschiedenheit der zu messenden Kräfte werden vier Sätze von Manometern verwendet, mit denen Kräfte von 0 bis 50, 0 bis 100, 0 bis 300 und 0 bis 500 kg gemessen werden können. Die Eichung der Dynamometer und Manometer erfolgt stets direkt am Wagen durch Anhängen von über entsprechende Rollen geführten Gewichten.
(Schluß folgt.)

Der Flug „Rund um Berlin“.

Die bisherigen Überlandflugkonkurrenzen, die in Deutschland veranstaltet wurden, krankten daran, daß entweder die Gesamtstrecke, die von den Teilnehmern abgeflogen werden mußte, zu groß war, oder daran, daß zu viel Zwischenlandungen vorgeschrieben waren. Außerdem entsprachen die gewonnenen Preise oft nicht den von den Flugzeugfabriken aufgewendeten Unkosten. Auch das Publikum, das anfangs dem jungen Flugsport großes Interesse entgegenbrachte, kam bei den großen Überlandflugkonkurrenzen nicht auf seine Rechnung. Meistens konnte es nur dem Start, in einzelnen Fällen auch der Landung, niemals aber beiden zugleich beiwohnen und auch den Verlauf eines derartigen Luftwettrennens, die einzelnen spannenden Kämpfe, die allein jedwedes Rennen interessant und lebhaft gestalten, konnte das Publikum niemals selbst verfolgen, sondern es war hier ganz allein auf die Presseberichte angewiesen.

Um nun den von den Fliegern und den Flugzeugfabrikanten sowohl als auch vom Publikum sehr empfundenen Mängeln und Nachteilen der großen Überlandwettflüge aus dem Wege zu gehen, beschlossen der »Berliner Verein für Luftschiffahrt«, der »Kaiserliche Automobilklub« und der »Kaiserliche Aeroklub« einen kleinen Rundflug zu veranstalten, bei dem der Start und das Ziel an derselben Stelle sich befindet, der den Flugzeugbesitzern wenig Kosten verursacht, so daß sie die gewonnenen Preise wirklich als Gewinnsomme betrachten können, und dem Publikum Gelegenheit gibt, dem Start und der Landung der Flieger beizuwohnen.

Es wurde daher ein altes Projekt der genannten Klubs, alljährlich einen großen deutschen Rundflug Berlin—Hannover—Hamburg—Berlin zu veranstalten, fallen gelassen und dafür der Wett-



Karte zum Flug »Rund um Berlin«.

flug »Rund um Berlin« ausgeschrieben. Die dazu gewählte Strecke, die nur 100 km beträgt, führt vom Flugplatz Johannisthal über Lindenberg, Flugfeld Schulzendorf nach Spandau, von da nach dem Luftschiffhafen Potsdam, dann im Süden von Berlin zurück über das Flugfeld Teltow nach dem Flugplatz Johannisthal.

Zu dem Flug waren alle Flugzeugführer deutscher Staatsangehörigkeit zugelassen, auf deutschen Flugzeugen, die mit deutschen oder ausländischen Motoren ausgerüstet waren. Ein vom Kriegsministerium gestifteter Preis konnte jedoch nur von einem Flugzeug mit deutschem Motor gewonnen werden. Mit Ausnahme

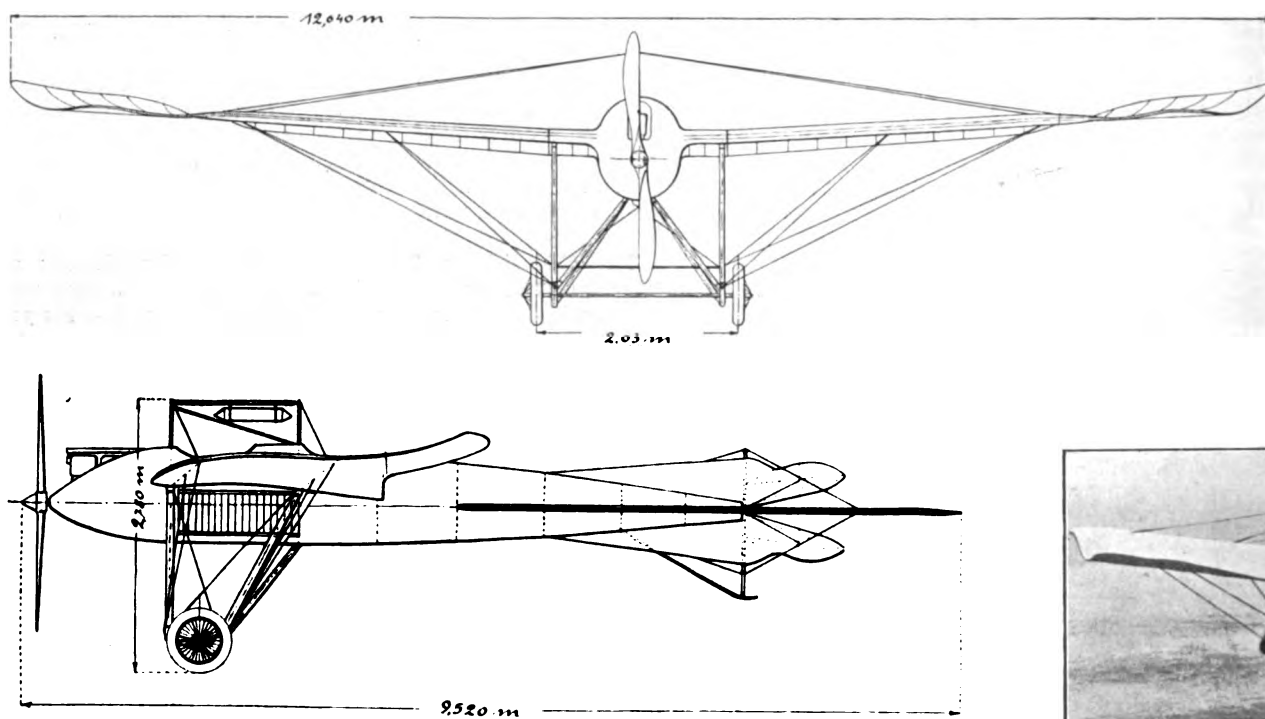


Fig. 4



Fig. 5. Rumpler-Eindecker.

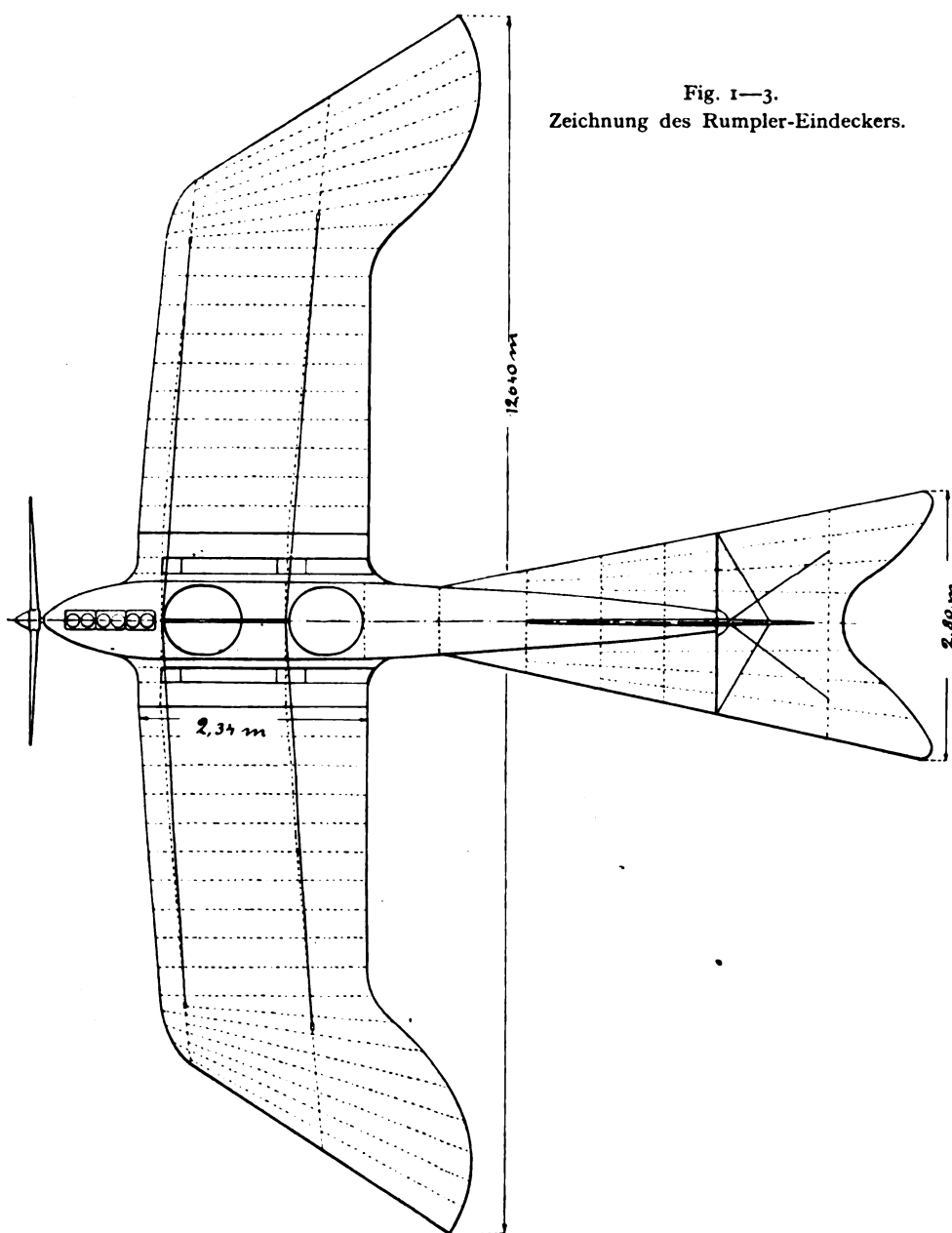
Fig. 1—3.
Zeichnung des Rumpler-Eindeckers.

Fig. 6. „Torpedo“, E.

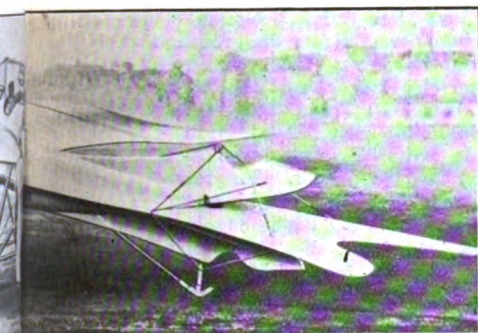
Fig. 7. Je
Flugzeuge vom Flug „Rund um Berlin“ und



Harlan-Eindecker von vorn gesehen.



Fig. 8. Harlan-Eindecker.



Harlan-Eindecker von hinten gesehen.

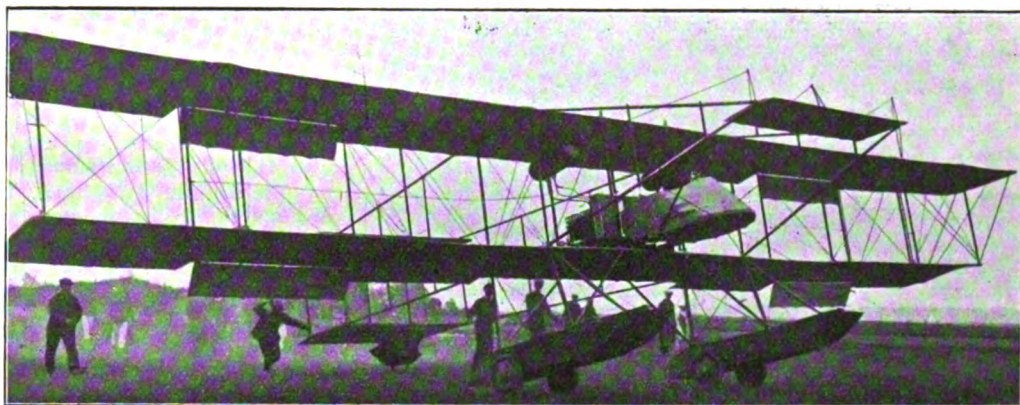


Fig. 9. »Albatros«, Wasserzweidecker.



Kühn-Eindecker von Kühlstein.

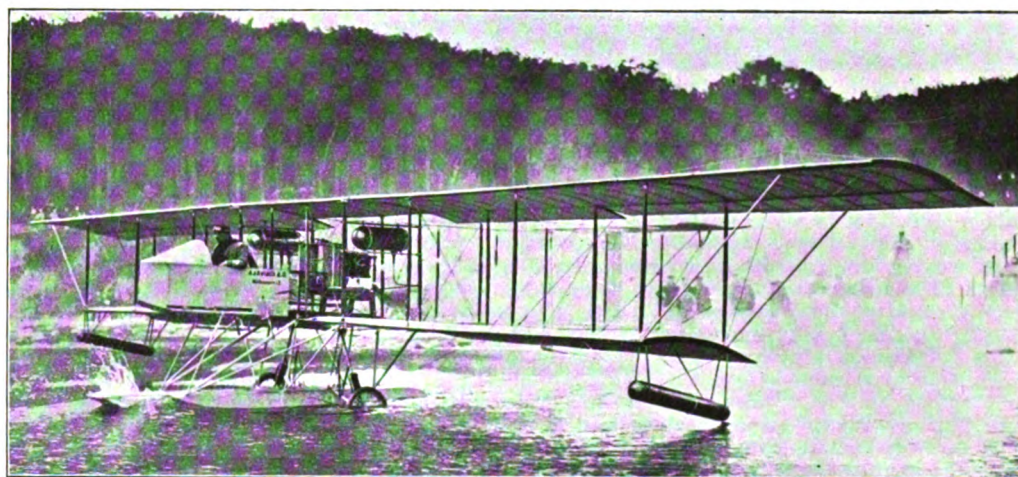


Fig. 10. »Aviatik«, Wasserzweidecker.



AgO-Eindecker.
Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Heiligendamm.

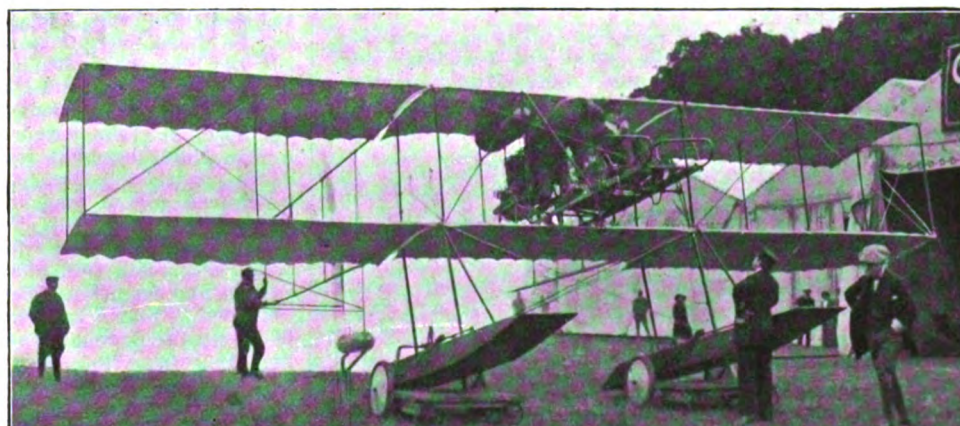


Fig. 11. »AgO«, Wasserzweidecker.

eines Flugzeuges waren alle gestarteten Flugzeuge mit deutschen Motoren ausgerüstet.

Jedes Flugzeug mußte außer dem Führer einen Passagier aufnehmen. Betrug das Gewicht dieser beiden Personen weniger als 180 kg, so mußte Sandballast aufgenommen werden, so daß die Gesamtnutzlast 180 kg betrug.

Der Rundflug fand am Sonnabend, den 31. August, und Sonntag, den 1. September, statt, und zwar mußte am ersten Tage die Flugstrecke (100 km) einmal, am zweiten Tage zweimal geflogen werden.

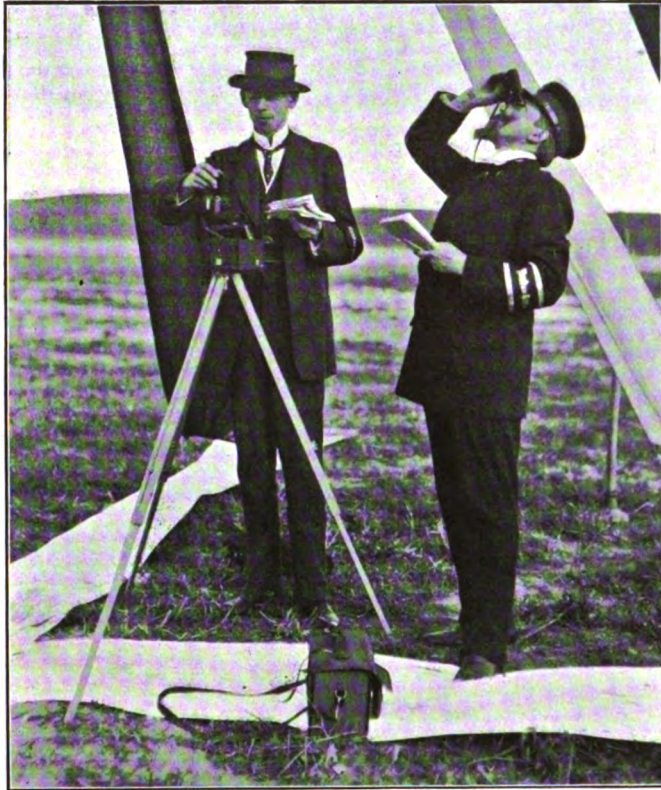


Fig. 12. Aufnahme der Flugzeuge am Wendepunkt Potsdam.

den. Wenigstens einmal mußte eine Flughöhe von 500 m erreicht werden.

Die Wahl des Weges stand den Flugzeugführern frei, doch mußten bei Lindenbergl, Schultzenhof und Luftschiffhafen Potsdam aufgestellte Wendemarken außen umflogen werden, d. h. die Marke mußte in der Flugrichtung links bleiben. Das richtige Umfliegen dieser Wendemarken wurde nach einem Vorschlag von Professor Donath photographisch festgestellt. Zu dem Zwecke war an der Wendemarke des Luftschiffhafens Potsdam ein photographischer Apparat vertikal aufgestellt, dessen Momentverschluß in dem Augenblick betätigt wurde, in dem ein Flugzeug an der Wendemarke vorbeiflog. Am photographischen Objektiv war ein Fadenkreuz angebracht, dessen Kreuzungspunkt der Wendemarke entsprach. An den anderen Wendepunkten wurde das richtige Umfliegen der Wendemarke durch ein vertikal aufgehängtes Rohr beobachtet (Fig. 12).

Die Flugzeit rechnete von dem Augenblick der Startfreigabe an bis zur Landung hinter der Ziellinie auf dem Flugplatz Johannisthal. Später als 8 Uhr 30 Min. abends ankommende Flugzeuge wurden nicht gewertet.

Am zweiten Flugtage mußte zwischen dem ersten und zweiten Rundflug auf dem Flugplatz Johannisthal eine Zwischenlandung von wenigstens 15 Min. Dauer erfolgen. Eine Zeitüberschreitung wurde als Flugzeit angerechnet. Flugzeuge, die später als 10 Uhr morgens des dem Abfluge folgenden Tage ankamen, wurden nicht mehr gewertet.

Dieser Flug war also hiernach ein Geschwindigkeitsflug. Die schnellen Eindecker waren daher im Vorteil. Als erster Favorit galt Hirth auf dem neuen Rumpler-Eindecker, mit dem er den Flug Berlin—Wien gewonnen hätte, und in der Tat hat auch Hirth am zweiten Flugtage mit 52, für die erste und 51 Min. für die zweite Runde die kürzeste Flugzeit erreicht.

Flieger:	Flugzeug:	Motor:
1. Stiploschek . . .	L.V.G.-Eindecker . . .	Gnome . . 100 PS
2. Baierlein . . .	Ago-Doppeldecker . . .	Argus . . 100 »
3. Krieger . . .	Jeannin-Eindecker . . .	Argus . . 100 »
4. R. Schmidt . . .	Torpedo-Eindecker . . .	Mercedes . 95 »
5. Hellmut Hirth . .	Rumpler-Eindecker . . .	Mercedes . 95 »

Flieger:	Flugzeug:	Motor:
6. Boutard . . .	Taube (Melli Beese) . .	Argus . . 100 PS
7. Faller . . .	Aviatik-Zweidecker . . .	Argus . . 100 »
8. A. Hartmann . .	Wright-Zweidecker . . .	N.A.G. . . 55 »
9. Leutnant Krueger	Harlan-Eindecker . . .	Argus . . 100 »
10. K. Caspar . . .	Rumpler-Taube . . .	N.A.G. . . 85 »
11. C. Mohrs . . .	Wright-Zweidecker . . .	N.A.G. . . 55 »

Ergebnisse:

1. Leutnant Krueger auf Harlan-Eindecker mit 100 PS Argus-Motor. Flugzeit 3 Std. 45 Min. 23 Sek., Gesamtsumme der gewonnenen Preise 26 836 M. einschl. des Preises des Kriegsministeriums 6000 M., ferner Ehrenpreis des Ministeriums der öffentlichen Arbeiten. (Preis der Gesamtleistung 9000 M., Preis für schnellsten Flug am ersten Tage 2500 M.)

2. Baierlein auf Ago-Doppeldecker mit 100 PS Argus-Motor. Flugzeit 3 Std. 53 Min. 23 Sek. Gesamtsumme der gewonnenen Preise 18 810 M.

3. Referendar Caspar auf Rumpler-Taube mit 85 PS N.A.G.-Motor. Flugzeit 6 Std. 14 Min. 6 Sek. Gesamtsumme der gewonnenen Preise 8613 M. Caspar erreichte die größte Höhe mit 1290 m.

4. Ing. Hirth auf Rumpler-Eindecker mit 95 PS Daimler-Mercedes-Motor. Flugzeit 13 Std. 30 Min. 39 Sek. Gesamtsumme der gewonnenen Preise 4743 M.

5. R. Schmidt auf Kühlstein-Torpedo-Eindecker mit 95 PS Daimler-Mercedes-Motor. Flugzeit über 18 Std. Gesamtsumme der gewonnenen Preise 1500 M.

Die übrigen Teilnehmer, Hartmann auf deutschem Wright-Zweidecker mit 50 PS N.A.G.-Motor, Faller auf Aviatik-Zweidecker mit 100 PS Argus-Motor und Mohrs auf Wright-Zweidecker mit 50 PS N.A.G.-Motor, welche den Rundflug nicht in der vorgeschriebenen Zeit beendet haben, erhielten Trostpreise. Faller hatte wohl alle 3 Runden in guter Zeit geflogen, aber die Wendemarke Schulzenhof nicht ordnungsmäßig gerundet.

Gestartet waren noch Stiploschek auf Luftverkehrs-Eindecker mit 100 PS Gnome-Motor, der am ersten Flugtage eine Notlandung ausführen mußte und dabei auf Bäumen landete, wodurch das Flugzeug, das infolge seiner Schnelligkeit die besten Aussichten hatte, so beschädigt wurde, daß Stiploschek aufgeben mußte. Auch Boutard auf einer Taube von Melli Beese mit 100 PS Argus-Motor mußte ebenfalls am ersten Flugtage aufgeben. Desgleichen Krieger auf Jeannin-Eindecker mit 100 PS Argus-Motor.

Es sei dazu bemerkt, daß am ersten Flugtage sehr ungünstiges Wetter war, starker Wind, Regen und Gewitterböen, so daß an Führer und Flugzeug sehr hohe Anforderungen gestellt wurden. Am zweiten Flugtage war das Wetter erheblich besser, und der Besuch des Flugplatzes, der auch am ersten Tage ein guter war, war enorm. Dieser Rundflug darf daher in jeder Hinsicht für die Veranstalter als voller Erfolg bezeichnet werden.

A. V.

Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Heiligendamm.

Vom 29. August bis zum 5. September fand unter dem Protektorat des Großherzogs von Mecklenburg-Schwerin in dem bekannten Ostseebade Heiligendamm der erste deutsche Wettbewerb für Wasserflugzeuge statt.

Obwohl der Bau von Wasserflugzeugen in Deutschland erst vor kurzem aufgenommen wurde und den in Betracht kommenden Firmen nur eine kurze Vorbereitungszeit zur Verfügung stand, stellten sich doch fünf Flugzeuge dem Starter.

Die Veranstaltung war vom Wetter wenig begünstigt, und dabei waren die zu erfüllenden Bedingungen für die auf Wasserflugzeuge noch nicht geübten Flugzeugführer und eben erst fertiggestellten neuen Flugzeugtypen verhältnismäßig schwierig.

Es waren folgende Aufgaben zu erfüllen:

Die Flugzeuge sollen am Lande starten, sich auf das Wasser niederlassen, und dann auf dem Wasser starten und auf das Land zurückfliegen. Nach dem Niedersetzen auf dem Wasser mußte der abgestellte Motor zum Start vom Wasser vom Führer ohne fremde Hilfe angedreht werden. Der Flug mußte eine Mindestdauer von einer halben Stunde haben und dabei eine Höhe von wenigstens 300 m erreicht werden. Das Niedergehen auf dem Wasser mußte innerhalb eines durch Bojen abgesteckten Quadrats von 150 m Seitenlänge erfolgen. Die auf dem Wasser vom Flugzeug zugebrachte Zeit, innerhalb deren also der Motor angedreht werden und der Start erfolgen mußte, durfte 20 Min. nicht überschreiten. Fremde Hilfe durfte zum Starten vom Wasser nicht in Anspruch genommen werden. Für jeden Flugtag wurden nur zwei Flüge gewertet.

Es starteten folgende Flugzeuge:

Ingenieur Thelen auf Albatros-Doppeldecker, Büchner auf Aviatik-Doppeldecker, von Gorrissen auf

Ag o - Doppeldecker, de Va al auf Go ede cker - Eindecker.

Der Albatros-Zweidecker entspricht im wesentlichen dem bekannten Militärtyp der Albatroswerke, jedoch hat das Flugzeug eine weit größere Spannweite, nämlich 21 m. Das Flugzeug ist auf zwei als Gleitboot ausgebildeten Schwimmern von 3,1 m Länge und 0,8 m Breite aufmontiert, die aus Holzplatten gefertigt sind. Der Schwanz wird durch einen kleinen Schwimmer gestützt. Das Flugzeug ist mit einem 100 PS Argus-Motor ausgerüstet.

Der Aviatik-Zweidecker hat ebenfalls eine sehr große Spannweite, gleich 20 m, ist jedoch nur auf einem großen Schwimmer montiert (3,2 m lang, 1,8 m breit). An den beiden Seiten der unteren Tragfläche befinden sich Hilfsschwimmer aus Blech, um ein seitliches Kentern des Flugzeugs zu verhüten. Die Schwimmeranordnung entspricht also im wesentlichen dem bekannten Wasserflugzeug von Curtiss. Während der Albatros-Zweidecker außer dem Höhensteuer an der Schwanzfläche noch mit vorderem Höhensteuer ausgerüstet ist, hat der Aviatik-Zweidecker nur das hintere Höhensteuer. Auch dieser Zweidecker ist mit 100 PS Argus-Motor ausgerüstet.

Der Ag o - Wasserzweidecker entspricht in seiner Konstruktion im wesentlichen dem Landflugzeug dieser Firma. Auch dieser Zweidecker hat nur ein Höhensteuer an der Schwanzfläche. Die Anordnung der beiden Schwimmer und des hinteren Hilfsschwimmers ist die gleiche wie beim Albatros-Zweidecker. Die Spannweite beträgt 15 m, doch lassen sich beiderseits Zusatzflächen anbringen, wodurch die Spannweite auf 18 m vergrößert wird. Auch dieses Flugzeug ist mit 100 PS Argus-Motor ausgerüstet. Die Länge der beiden Hauptschwimmer beträgt 3 m bei 0,7 m Breite.

A. V.
(Fortsetzung folgt.)

Die Darstellung der Ballongase.

Von Dr.-Ing. A. Sander, Karlsruhe i. B. (Schluß.)

Den Vorteilen der elektrolytischen Wasserstofferzeugung, die, wie bereits erwähnt, in der großen Reinheit des Gases und der einfachen Bedienung der Zersetzungszellen liegen, stehen nun aber auch recht schwerwiegende Nachteile gegenüber. So sind für eine große Anlage sehr viele Flaschen nötig, die nicht gerade billig sind, weiter kommen zu den Darstellungskosten, die bei niedrigen Strompreisen allerdings nicht hoch sind, noch die Kompressionskosten hinzu, ferner entsteht immer das halbe Volumen Sauerstoff, der ebenfalls komprimiert und dann auch abgesetzt werden muß, und schließlich fallen die Frachtkosten sehr ins Gewicht, vor allem deshalb, weil die leeren Flaschen bei dem Rücktransport fast ebensoviel wiegen wie in gefülltem Zustand. Bei dem großen Gasbedarf unserer modernen Luftschiffe, besonders derjenigen des Zeppelintyps mit 18 000 cbm Gasinhalt, mußte man daher nach anderen Gewinnungsverfahren suchen, die gestatten, in kurzer Zeit große Gas Mengen zu einem angemessenen Preise zu liefern, und die den Bezug des komprimierten Gases in den schweren Stahlflaschen entbehrlich machen. So sehen wir denn, daß sich in Friedrichshafen direkt neben der Luftschiffwerft eine Fabrik niedergelassen hat, die dem Zeppelin-Unternehmen den Wasserstoff liefert. Das Verfahren dieser Carboum-Ges. m. b. H. beruht auf der Spaltung von Azetylen und anderen Kohlenwasserstoffen in ihre Komponenten. Die Gase werden in komprimiertem Zustande in besonderen Zylindern mit Rührvorrichtung durch den elektrischen Funken in Kohlenstoff und Wasserstoff zerlegt. Der in Form von Ruß abgeschiedene Kohlenstoff ist dabei das Hauptprodukt und dient zur Herstellung von Druckerschwärze, Anstrichfarben und anderen Zwecken. Der Wasserstoff wird direkt in den 20 000 cbm fassenden Gasbehälter der Zeppelin-Luftschiffbau-Gesellschaft abgeleitet. Über die Betriebsergebnisse dieses Verfahrens ist bisher nichts Näheres bekannt geworden. Durch eine Explosion im Juli 1910 wurde ein Teil der Fabrik zerstört. Die Fabrik will täglich 2000 cbm Wasserstoff herstellen und liefert den cbm zu 15 Pf. Wenn man bedenkt, daß die Zeppelin-Gesellschaft im Jahre 1909 ungefähr 800 000 cbm Wasserstoff in Stahlflaschen bezog und daß sich dabei der cbm einschließlich Hin- und Rückfracht auf 45 Pf. stellte, so ersieht man die große Bedeutung, die dieses Werk für das Zeppelin-Unternehmen hat.

Ein anderes Verfahren, das von der Internationalen Wasserstoff-Aktiengesellschaft in Berlin (früher in Frankfurt a. M.) ausgearbeitet wurde, greift auf die Beobachtung Lavoisiers aus dem Jahre 1783 zurück, wonach Wasserdampf beim Überleiten über rotglühendes Eisen

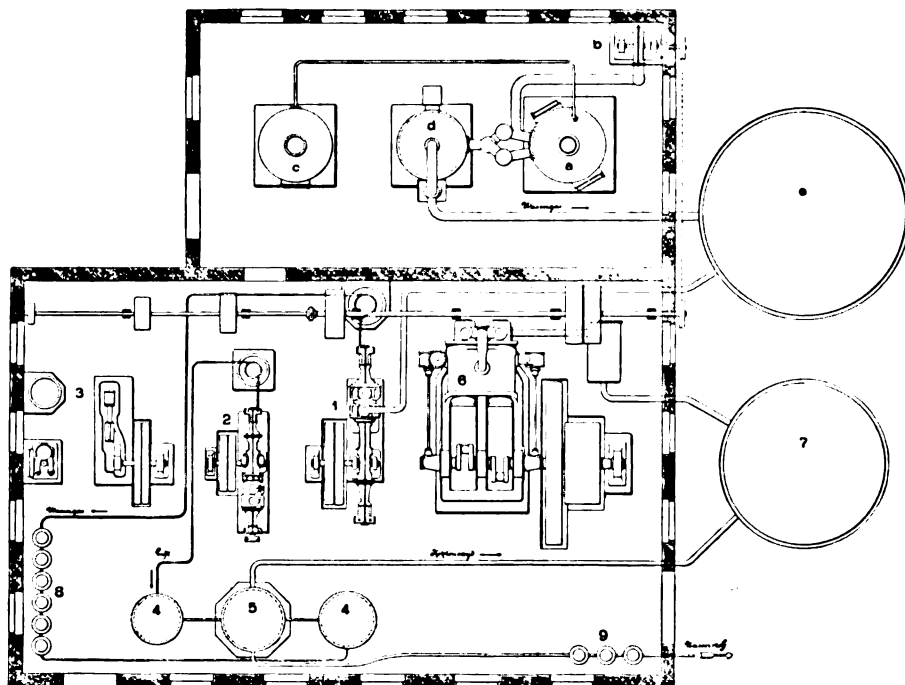
in seine Bestandteile zerlegt wird. Diese Reaktion fand für technische Zwecke zuerst durch Cou t e l l e Anwendung und wurde später von G i f f a r d verbessert, sie hat sich aber nicht recht einführen können, weil die Reduktion des dabei entstehenden Eisenoxyduloxides mittels Gasen Schwierigkeiten bereitete. Erst in neuester Zeit wurde gefunden, daß sich zur glatten Durchführung des Verfahrens sehr gut die Abbrände von Schwefelkies eignen. Diese sind sehr porös und lassen sich daher leicht beim Überleiten vom Generator- oder Wassergas zu metallischem Eisen reduzieren, das seinerseits beim Überleiten von Dampf ein sehr reines, 98 proz. Wasserstoffgas liefert. Der Auftrieb beträgt demgemäß 1,188 kg für den cbm und der Preis beläuft sich je nach der Größe der Anlage auf 10 bis 20 Pf. Auch dieses Verfahren hat bei den preußischen Luftschiffertruppen bereits Anwendung gefunden.

Ebenfalls recht aussichtsreich ist ein Verfahren der Siemens und Halske A.-G., das vom Kalziumkarbid ausgeht. Dieses Produkt dient, wie bekannt, zur Darstellung des Azetylgases, indem man es einfach mit Wasser zusammenbringt. Die genannte Gesellschaft hat nun gefunden, daß die Reaktion wesentlich anders verläuft, wenn man das Kalziumkarbid bei Rotglut mit Wasserdampf behandelt. Die Bildung von Azetylen oder anderen Kohlenwasserstoffen wird dabei fast vollkommen vermieden und die Reaktion verläuft nach folgender Gleichung: $\text{CaC}_2 + 5 \text{H}_2\text{O} = \text{CaO} + 2 \text{CO}_2 + 5 \text{H}_2$. Aus diesem Gasgemisch kann die Kohlensäure leicht entfernt werden, indem man es über Kalk leitet, und zwar kann dabei der Kalk Verwendung finden, der bei einer vorhergehenden Beschickung des Apparates aus dem Karbid gewonnen wurde. Da die notwendige Apparatur sehr einfach und das Rohmaterial billig ist, wird das Verfahren sicher bald weite Verbreitung finden.

Wir kommen nun zu einer Gruppe von Verfahren, die alle das gleiche Ausgangsmaterial haben, nämlich das Wassergas. Dieses Gas entsteht bekanntlich bei dem Überleiten von Dampf über glühenden Koks. Hierbei tritt eine Zersetzung des Wassers ein gemäß der Gleichung: $\text{C} + \text{H}_2\text{O} = \text{CO} + \text{H}_2$. Man erhält also ein Gasgemisch, bestehend aus 50 Vol.-Proz. Kohlenoxyd und 50 Vol.-Proz. Wasserstoff. In der Praxis wird dieser Wert allerdings nicht erreicht, da dem Gas noch Stickstoff und Kohlensäure beigemengt sind. Das Wassergas wird in großen Mengen dargestellt und dient wegen seines hohen Heizwertes (2600 bis 2800 Kal.) und seines billigen Preises (3 bis 5 Pf. pro cbm) zum Schweißen von Blechen, zum Schmelzen von Glas und Platin, überhaupt überall, wo man hohe Temperaturen benötigt. Auch kann es nach vorhergegangener Karburation mit Benzol als Leuchtgas dienen; dieser Verwendung stand lange Zeit sein hoher Gehalt an dem giftigen Kohlenoxyd im Wege und erst in neuerer Zeit verwendet man es in vielen Gasanstalten als Zusatz zum Steinkohlengas. In Amerika, wo man in dieser Beziehung nicht so gewissenhaft ist, findet es schon seit langen Jahren (1878) als Leuchtgas Anwendung. Zur Darstellung des Wassergases bedient man sich eines Generators, d. i. ein Schachtofen, der bis zu einer bestimmten Höhe mit Koks gefüllt ist. Der Koks wird entzündet und durch von unten eingeblasene Luft zur Weißglut gebracht. Dann wird sowohl die Luftzuführung wie der Kamin abgesperrt und durch die glühende Koksmaße Wasserdampf hindurchgeleitet. Bei der hohen, zwischen 1000 und 1200° C liegenden Temperatur wird das Wasser vollständig zersetzt und es entsteht das Wassergas. Da hierbei viel Wärme verbraucht wird, muß der Prozeß nach Verlauf einiger Minuten unterbrochen und der Generator durch Einblasen von Luft frisch zum Glühen gebracht werden. Diese beiden Prozesse, »Heißblasen« und »Gasmachen«, wechseln ständig ab. Die Umschaltung der verschiedenen Leitungen erfolgt von einer Stelle aus, so daß zur Bedienung des Generators nur ein Mann nötig ist. Durch eine Verbesserung von Dellwik-Fleischer, die in Deutschland fast allgemein Anwendung findet, ist der Wassergasprozeß sehr vereinfacht worden. Hierbei wird die Luft unter starkem Druck eingeblasen, wodurch das Heißblasen rascher und mit viel geringerem Kohleverbrauch vor sich geht. Das Heißblasen dauert so nur noch eine Minute und das Gasmachen 5 bis 6 Minuten. Aus 1 kg Koks erhält man auf diese Weise fast 2 cbm, nach dem alten Verfahren dagegen nur 1 cbm Wassergas. Dieses wird zur Abkühlung durch einen

Skrubber, einen mit Koks gefüllten Blechzylinder mit Wasserberieselung, geleitet und dann entweder in einem Gasbehälter gesammelt oder direkt verwendet. Da das Wassergas ein spezifisches Gewicht von 0,52 bis 0,54 hat, wäre es an sich schon als Füllgas für Freiballone verwendbar, doch ist infolge des hohen CO-Gehaltes die Gefahr einer Vergiftung sehr groß. Man muß daher das Kohlenoxyd möglichst vollständig entfernen. Die untenstehende Figur stellt im Grundriß eine solche Wasserstoffanlage dar.

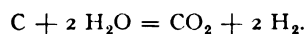
Ein Wassergaserzeuger (a), der mit dem Gebläse (b) heißgeblasen wird und den Wasserdampf des Kessels (c) in Wassergas zersetzt. Ein Kokswascher (d) zur Reinigung des Wassergases, mit Wasser berieselt. Ein Gasbehälter (e) für Wassergas. Ein Kompressor (1) zur Verdichtung des Wassergases. Ein Kompressor (2) zur Verdichtung der Luft. Eine Kältemaschine (3) nebst Vorkühlern (4) für die Trocknung des Wassergases und der Luft sowie zur Abkürzung der Anlaufperiode. Ein Trennungsapparat (5) zur Zerlegung des Wassergases sowie zur Verflüssigung und gegebenenfalls zur Rektifikation der Luft. Ein Gasmotor (6) zur Krafterzeugung durch



Stationäre Wasserstoffanlage nach System Linde-Frank-Caro.

Verbrennung des abfallenden Kohlenoxyd, das im Gasbehälter (7) gesammelt wird. Apparate zur Reinigung des Wassergases von Kohlensäure und Trocknung desselben (8). Apparate zur Nachreinigung des Wasserstoffs mittels Natronkalk (9).

Die Versuche, aus Wassergas reinen Wasserstoff herzustellen, reichen viele Jahre zurück. Anfangs war man bemüht, den Prozeß so zu leiten, daß nur sehr wenig Kohlenoxyd gebildet wird. Gillard fand, daß bei Anwendung von überschüssigem Wasserdampf das Kohlenoxyd zu Kohlensäure oxydiert wird, die dann leicht von dem Wasserstoff getrennt werden kann. Die Reaktion verläuft folgendermaßen:

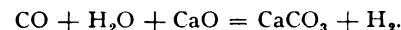


Die Reaktion so zu leiten, ist jedoch bei einem Betriebe im großen recht schwierig; so kommt es, daß das Verfahren von F a y e s, das aus dieser Umsetzung beruhte, ebenso wie eine Abänderung desselben durch die Firma Fr. Krupp heute keine Anwendung mehr finden. Man ist heute nicht mehr bestrebt, die Bildung von Kohlenoxyd zu verhindern, sondern man geht von dem fertigen Wassergas aus und entfernt entweder das Kohlenoxyd aus ihm durch Absorptionsmittel oder aber man ersetzt es durch das gleiche Volumen Wasserstoff. Als Absorptionsmittel für Kohlenoxyd verwendet man in der Gasanalyse eine Lösung von Kupferchlorür; diese Lösung benutzen ebenfalls F r i t s c h i und B e a u f i l s, die im Jahre 1887 ein Verfahren angaben, wobei Wassergas durch eine Lö-

sung von Kupferchlorür geleitet werden sollte. Man erhält jedoch auf diese Weise einen Wasserstoff von höchstens 80%. Ein wesentlich reineres Gas läßt sich erzielen nach einer Erfindung von F r a n k und C a r o, die darin besteht, daß man das Wassergas durch Retorten leitet, die gepulvertes, mäßig erhitztes Kalziumkarbid enthalten. Dieses nimmt sowohl das Kohlenoxyd ($3 CO + CaC_2 = CaCO_3 + 4 C$), wie auch die Kohlensäure und den Stickstoff auf und man erhält so nicht nur ein sehr reines Gas, sondern auch noch zwei gut verwertbare Nebenprodukte, nämlich Graphit und Kalkstickstoff.

Auf noch einfacherem Wege läßt sich das Kohlenoxyd aus Wassergas durch Verflüssigung entfernen. Auch dieses Verfahren wurde von F r a n k und C a r o in Gemeinschaft mit L i n d e ausgearbeitet und vor kurzem von der Berlin-Anhaltischen Maschinenbau-A.-G. in die Praxis eingeführt. Das Wassergas wird dabei komprimiert und dann in einem Lindeschen Luftverflüssigungsapparat auf etwa $-195^{\circ}C$ abgekühlt, bei welcher Temperatur der Stickstoff und das Kohlenoxyd in den flüssigen Zustand übergehen, während der Wasserstoff, dessen Siedepunkt ja bei -253° liegt, unverändert bleibt. Der so gewonnene Wasserstoff wird durch eine weitere Reinigung von 97,5 auf 99,5 % gebracht. Das verflüssigte Kohlenoxyd wird ebenfalls nutzbringend verwendet, indem es einen Motor speist und so die zur Kompression des Wassergases notwendige Kraft liefert.

Während bei diesem Verfahren die Beseitigung des Kohlenoxydes aus dem Wassergas auf kaltem Wege erfolgte, bedient sich die Chemische Fabrik Griesheim Elektron bei ihrem neuen Verfahren der Erhitzung, um das Kohlenoxyd durch das gleiche Volumen Wasserstoff zu ersetzen. Wenn man feuchtes Wassergas über Kalk leitet, der auf 500° erhitzt ist, so entsteht kohlenaurer Kalk und Wasserstoff wird frei:



Um einen möglichst hochprozentigen Wasserstoff zu erhalten, ist es wichtig, daß das Wassergas fast frei von Stickstoff ist. Da hierbei nur Wassergas und Kalk Anwendung finden, dürfte der so gewonnene Wasserstoff sehr billig sein.

Dem Wassergasprozeß sehr ähnlich ist die Darstellung des Ölgases; in einen glühenden Generator wird hier statt Wasserdampf Öl eingeblasen. Auch dieser Prozeß hat zur Gewinnung von Wasserstoff Anwendung gefunden. Das Verfahren wurde

von zwei Holländern Rincker und Wolter ausgearbeitet und für Deutschland von der Berlin-Anhaltischen Maschinenbau-A.-G. erworben. Von dieser Gesellschaft wurde eine fahrbare Anlage erbaut, die von der Versuchsabteilung der Verkehrstruppen in Berlin erprobt wurde. Sie besteht aus zwei Eisenbahnwagen, von denen der eine zwei Generatoren, das Gebläse und eine Ölpumpe trägt, während auf dem zweiten die Apparate zur Reinigung des Gases montiert sind. Auch bei diesem Verfahren sind zwei Perioden zu unterscheiden, das Heißblasen und das Gasmachen, die miteinander abwechseln. Das Öl wird oben eingespritzt und das Gas unten abgesaugt. Das zu vergasende Material besteht aus rohem Erdöl, Petroleumdestillationsrückständen, Teer oder auch aus Benzol und Benzin, lauter Stoffe, die fast überall zu billigem Preise zu beschaffen sind. Das aus dem Generator entweichende Gas wird durch einen Wascher und einen Trockenreiniger geleitet und enthält dann 96% H, 2,7% CO und 1,3% N; sein spezifisches Gewicht beträgt 0,1. In dieser Form ist es für viele technische Zwecke rein genug, wenn jedoch noch größere Reinheit verlangt wird, kann man mit Hilfe eines besonderen Ofens das Kohlenoxyd fast ganz entfernen, so daß man ein Gas mit 0,087 bis 0,092 spezifischem Gewicht erhält. Zur Bedienung dieser Anlage sind nur zwei Mann erforderlich, die Herstellungskosten betragen 10,5 bis 14 Pf. für den cbm. Die ganze Anlage ist leicht beweglich und kann daher einem Luftschiff folgen, um bei seiner Landung das zur Nachfüllung erforderliche Gas

rasch zu liefern. Außer der deutschen wurde auch der russischen Armee eine solche Anlage geliefert.

Dieses Verfahren bildet den Übergang von den stationären zu den fahrbaren Anlagen, wie sie von der militärischen Luftschiffahrt benutzt werden. Die Anforderungen, die an die Gaserzeuger für strategische Zwecke gestellt werden, sind natürlich sehr verschieden von denen, die etwa eine Luftschiff-Verkehrs-Gesellschaft stellt. Während hier vor allem ein wirtschaftlicher Betrieb verlangt wird, der gut verwertbare Nebenprodukte liefert, tritt bei der Gaserzeugung für militärische Zwecke die Kostenfrage in den Hintergrund. Hier kommt es vor allem auf ein möglichst geringes Gewicht der Apparatur und der mitzuführenden Materialien (vgl. Tabelle 2),

Tabelle II. Gewicht der zur Erzeugung von 1 cbm Wasserstoff erforderlichen Reagentien.

bei Verwendung von	kg
I. Eisen und Schwefelsäure (konz.) .	7—8
II. Aluminium und Natronlauge . .	5,5
III. Silizium	2,0
IV. Kalziumhydrid	1,0

Bemerkung: Das zum Lösen, Verdünnen etc. nötige Wasser ist in den angegebenen Gewichten nicht inbegriffen.

also auf leichte Beweglichkeit und rasche Betriebsfertigkeit an. Apparate, die diesen Forderungen genügen, wurden erst in den letzten Jahren erbaut. Von dem Jahre 1794 an, in dem die Luftschiffahrt in der Schlacht von Fleurus zum ersten Male eine entscheidende Rolle spielte, bis in die neunziger Jahre des 19. Jahrhunderts bediente man sich fast ausschließlich des alten Verfahrens der Einwirkung von Schwefelsäure auf Eisenspäne. Nach dieser Methode wurden verschiedene fahrbare Gaserzeuger erbaut, von denen der von Yon in vielen Armeen Anwendung fand. Das Verfahren von Couette, bei dem Wasserdampf über glühende Eisenspäne geleitet wird, eignet sich für eine fahrbare Anlage noch weniger, weil dazu ein Dampfkessel nötig ist. Aber auch der Apparat von Yon hatte ein recht hohes Gewicht, nämlich 2 600 kg bei einer Leistungsfähigkeit von 250 bis 300 cbm in der Stunde. Dazu kam ein großer Train für das mitzuführende Material und ein sehr großer Wasserverbrauch. Erst die Einführung des komprimierten Wasserstoffes änderte diese Verhältnisse. Die Stahlflaschen wurden zuerst von den Engländern eingeführt und im afrikanischen Feldzuge beluden sie je ein Kamel mit zwei Flaschen von je 4 cbm Inhalt. Zur Füllung ihres 400 cbm-Ballons hatten sie also einen Train von 50 Tieren nötig. Die Füllung erfolgte so zwar sehr rasch und unabhängig von etwa vorhandenem Wasser, aber das hohe Gewicht der Flaschen hatte doch große Unbequemlichkeiten im Gefolge.

Eine andere Methode der Gaserzeugung fand im Jahre 1904 im russisch-japanischen Krieg bei dem russischen Heere Anwendung. In dem gebirgigen Terrain mit seinen schlechten Wegeverhältnissen und der weiten Entfernung bis zur nächsten Bahnstation konnte man nicht an die Mitnahme von komprimiertem Gase denken. Es wurde deshalb von den Russen die Einwirkung von Natronlauge auf Aluminium zur Gasgewinnung verwendet, eine Methode, die zwar schon lange Zeit bekannt war, wegen des hohen Preises des Gases aber keine Verbreitung gefunden hatte. Die Gasentwicklung verläuft hierbei sehr rasch und unter starker Erwärmung, es muß daher für ausreichende Kühlung gesorgt werden. Zur Erzeugung von 1 cbm Wasserstoff sind 5,5 kg Material (theoretisch nur 4,3 kg) erforderlich. Das ostsibirische Feldluftschiffer-Bataillon war mit zwei verschiedenen Apparaten ausgerüstet, einem größeren für die Ebene, der auf zweirädrigen Karren montiert war, und einem kleineren für das Gebirge, der so leicht war, daß zwei solcher Apparate von einem Pferd getragen werden konnten. Die Gaserzeugung mit diesem Apparat geht in Gegenden, wo viel Wasser vorhanden ist, gut vonstatten, das Gas ist aber recht teuer.

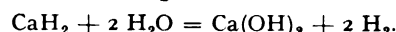
Das neueste Verfahren für militärische Zwecke ist von der Elektrizitäts-A.-G. vorm. Schuckert & Co. ausgearbeitet worden und dem soeben besprochenen ziemlich ähnlich. Als

Ausgangsmaterialien finden hier Silizium und Natronlauge Anwendung, die sehr lebhaft miteinander reagieren:



Hierbei sind zur Erzeugung von 1 cbm Wasserstoff nur etwa 2,0 kg Material erforderlich. Es wurden bisher stationäre Anlagen für eine stündliche Leistung von 300 cbm gebaut und fahrbare für eine stündliche Leistung von 60 und von 120 cbm. Die größere dieser Typen wurde von den Spaniern im Marokko-Feldzug mit Erfolg verwendet; die Apparate haben inzwischen bei fast allen Armeen und in vielen Festungen Anwendung gefunden. Die Kosten für 1 cbm Gas betragen hier etwa 75 Pf.

Wir müssen an dieser Stelle noch eine weitere chemische Verbindung nennen, die ebenfalls für die militärische Gasgewinnung Bedeutung erlangt hat. Es ist dies das Kalziumhydrid, eine graue Masse, die durch Einleiten von Wasserstoff in geschmolzenes Kalzium dargestellt wird. Das Kalziumhydrid ist gewissermaßen ein Wasserstoffakkumulator, denn das Kalziummetall nimmt den bei irgendeinem chemischen Prozeß, wie etwa bei der Elektrolyse der Chloralkalien, auftretenden Wasserstoff leicht auf und das Hydrid gibt ihn ebenso leicht wieder ab, wenn man es mit Wasser zusammenbringt. Die Reaktion verläuft folgendermaßen:



Die Gewichtsverhältnisse sind in diesem Falle sehr günstig, denn zur Darstellung von 1 cbm Wasserstoff ist etwa nur 1 kg Kalziumhydrid erforderlich. Das Verfahren, das bei uns bisher nur zur Füllung von kleinen Pilotballons Anwendung gefunden hat, wird in Frankreich für militärische Zwecke verwendet, wobei sich 1 cbm Gas auf etwa 4 M. stellt. Außerdem wurden von dem französischen Luftschifferbataillon in letzter Zeit mit zwei neuen, von Jaubert ausgearbeiteten Verfahren Versuche angestellt, die guten Erfolg hatten. Nähere Angaben hierüber findet man im Jahrbuch der Luftfahrt 1912.

Ein handliches Mikromanometer.

Von Dr. K. Schreber.

Bei den Untersuchungen von Windgeschwindigkeiten, Winddrücken bedarf man sehr empfindlicher Manometer. Ich habe mir solche hergestellt nach dem Prinzip der Manometer mit zwei Flüssigkeiten, die sich außer durch ihre Empfindlichkeit auch durch die Bequemlichkeit auszeichnen, mit der sie sich aufstellen und ablesen lassen.

In ein weithalsiges Einmachglas wird ein etwas kürzeres ebenfalls weithalsiges Reagenzglas gestellt. Der Ringraum muß weit genug sein, daß zwei Glasröhren darin Platz haben. Geschlossen werden beide Gefäße durch einen Doppelkork, an dem dann das innere Gefäß hängt. Dieser Kork wird vierfach durchbohrt. Durch zwei der Durchbohrungen geht ein langes U-Rohr, dessen einer Schenkel durch die beiden Kerke in das innere, dessen anderer durch den einfachen Kork in das äußere Gefäß führt.

In beide Gefäße werden Flüssigkeiten von nahezu gleichem spezifischen Gewicht gegeben, welche sich nicht miteinander mischen. Die Berührungsfläche beider befindet sich in dem vollständig gefüllten U-Rohr.

Bezeichnen wir die spezifischen Gewichte mit s_i und s_a und die Radien des U-Rohres und der beiden Gefäße mit r_i , r_i und r_a , so bedingt ein Überdruck p , welcher dem inneren Gefäß zugeführt wird, eine Verschiebung h der Trennungsfläche, die mit p durch die Gleichung zusammenhängt:

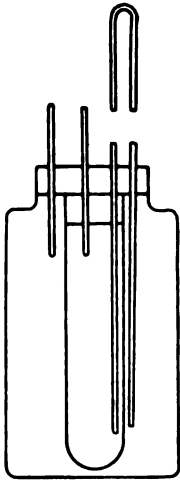
$$p = h \left(s_i - s_a + \frac{r_i^2}{r_a^2} \cdot \frac{r_a^2}{r_i^2 - r_a^2} s_a \right).$$

Macht man $s_i = s_a$, so ist also die Empfindlichkeit nur von den Radien abhängig: Das Rohr muß sehr eng sein; begrenzt ist man hierin dadurch, daß im engeren Rohr die stärkere Reibung die Einstellung sehr verlangsamt; das äußere Gefäß muß möglichst weit sein; die Flüssigkeitsoberfläche im Ringraum ist vorteilhafterweise gleich der im inneren Gefäß.

Beide Flüssigkeiten dürfen sich gegenseitig in keinerlei Weise beeinflussen, so daß an der Berührungsstelle eine scharfe Trennungsfläche vorhanden ist. Auch müssen beide das Glas nahezu gleich kräftig benetzen. Als vorteilhaft haben sich er-

wiesen Azetessigester und Kochsalzlösung. Da beide Flüssigkeiten wasserklar sind, empfiehlt es sich für Demonstrationen, den Ester mit Höchster Pigmentrot, diazotiertem p Nitranilin, gekuppelt mit β Naphthol, zu färben. Für einfache Beobachtungen genügt die Verschiedenheit der Lichtbrechung vollkommen, die Grenzfläche deutlich erkennen zu lassen.

Um das lange U-Rohr vollständig zu füllen, bin ich folgendermaßen vorgegangen: Nachdem ich die Röhren durch den Doppelkork gesteckt, in das Reagenzglas die passende Menge Ester und in das Einmachglas Kochsalzlösung gegeben hatte, füllte ich das U-Rohr in umgekehrter Stellung vollständig mit Kochsalzlösung; dann preßte ich über den äußeren Schenkel einen kleinen Kork in Hutform, welchen ich mir herstellte, indem ich aus einer Korkscheibe von vielleicht 6 bis 8 mm Dicke mit dem passenden Korkbohrer eine Vertiefung von 3 bis 4 mm heraushob. Dieser Korkhut muß an das Rohr von außen gut anschließen und vor dem Aufsetzen mit der Kochsalzlösung durchtränkt sein. Nach dem Aufsetzen des Hutes überzeuge man sich, daß man keine Luftblase abgesperrt hat, die man, wenn es doch vorgekommen sein sollte, durch den anderen Schenkel entfernt. Ist auf diese Weise der eine Schenkel verschlossen, so darf man das U-Rohr hinreichend weit aufrichten, um das innere Gefäß über seinen Kork schieben zu können, ohne daß Luft eintritt. Jetzt darf man das U-Rohr vollständig aufrichten, das Reagenzrohr gut festpressen und den Doppelkork auf das Einmachglas setzen. In diesem muß so viel Kochsalzlösung sein, daß schon beim losen Aufsetzen des Doppelkorkes



der Korkhut unter der Oberfläche ist. Nachdem man die in das innere Gefäß führende Röhre, vielleicht durch einen Gummischlauch mit Quetscher, abgeschlossen hat, stößt man den Hut mit Hilfe eines dünnen Stabes vom Rohr herunter und drückt nun den Kork fest in das Einmachglas ein. Da die beiden spezifischen Gewichte nahezu gleich sind, so müssen die freien Oberflächen der beiden Flüssigkeiten nahezu in eine Ebene fallen. Das kann man natürlich nicht von Anfang an treffen. Es ist vorteilhaft, zunächst im äußeren Gefäß zu wenig zu haben, dann steigt, sobald man den Quetscher öffnet, der Ester im U-Rohr in die Höhe. Mit Hilfe eines engen Glasrohres, welches ohne anzuliegen durch das im Kork sitzende Rohr hindurchgeht, füllt man so viel Kochsalzlösung nach oder hebt heraus, bis die Trennungsfäche beider Flüssigkeiten eine passende Höhe erreicht hat und man den Schlauch mit Quetscher abnehmen darf.

Ein hinter das U-Rohr befestigter Papiermaßstab vervollständigt das Manometer. Es genügt für die Aufstellung vollkommen, daß man sich durch Augenschein überzeugt, ob das lange U-Rohr vertikal steht.

Ich habe mir schließlich drei solcher Manometer hergestellt; das eine gibt bei einem Druck von 1 mm Wassersäule einen Ausschlag von 20 mm, das zweite von 70 mm und das dritte von 230 mm.

Astronomische Ortsbestimmungen mit Hilfe von Nomogrammen.

Von Dr. W. Leick, Berlin-Lichterfelde.

Bei jeder astronomischen Ortsbestimmung hat man zwei wesentlich verschiedene Teile zu unterscheiden, erstens die Ausführung der nötigen Beobachtungen und Messungen und zweitens die Auswertung des Beobachtungsmaterials. Als Messungen kommen bei Ortsbestimmungen im Luftschiff bei Nacht — worauf sich die folgenden Ausführungen allein beziehen — nur Höhenmessungen mit dem Libellenquadranten oder dem Ballonsextanten in Betracht, sowie die Ablesung der am besten nach Sternzeit regulierten Beobachtungsuhr. Auf die Theorie dieser Instrumente und auf die anzustellenden Messungen soll hier nicht weiter eingegangen werden. Nur sei hervorgehoben, daß zu ihrer Ausführung nicht nur Übung, sondern auch äußerste Sorgfalt erforderlich sind, da durch

die Güte der Messungen die Güte des erhaltenen Endresultates in erster Linie bedingt ist.

Was die Auswertung des Beobachtungsmaterials anbelangt, so ist folgendes zu beachten. Ist nur eine Höhenmessung ausgeführt worden, so kann man daraus keine vollständige Ortsbestimmung herleiten. Ist dagegen außerdem noch die geographische Länge bekannt, so kann die Breite, und umgekehrt bei bekannter Breite die Länge ermittelt werden. Hat man Gelegenheit, die Höhe eines Gestirnes entweder nahezu im Meridian oder nahezu im ersten Vertikal (Westen oder Osten) zu beobachten, so hat im ersten Falle ein Fehler in der Länge, im zweiten Falle ein Fehler in der Breite fast gar keinen Einfluß auf das Resultat. Es genügt für die Praxis dann meist eine ganz rohe Schätzung der einen Koordinate.

Sind sowohl Länge als Breite unbekannt und steht das beobachtete Gestirn weit ab vom Meridian oder ersten Vertikal, so kann man immer noch eine Standlinie ermitteln, d. h. eine in die Karte einzuziehende Linie, auf der sich der Ballon zur Zeit der Beobachtung befunden haben muß.

Eine vollständige Ortsbestimmung nach Länge und Breite wird erst möglich, wenn man gleichzeitig oder unmittelbar nach der ersten Höhenmessung eine zweite an einem anderen Gestirn (Azimutunterschied am besten 90°) ausgeführt hat. Dabei wäre zur Bestimmung der Breite nicht einmal die Uhr erforderlich. Soll die Länge gefunden werden, so ist natürlich die Ablesung der Beobachtungsuhr im Augenblick der Messung unbedingt nötig.

Die Auswertung selbst kann nun in verschiedener Weise geschehen. Der allgemeinste Weg ist der der Rechnung. Für den speziellen Fall, wo eine Koordinate — entweder die Breite oder die Länge — als bekannt angesehen werden darf, gestaltet sich die rechnerische Lösung ziemlich einfach und kann unter Umständen durch entsprechende Tabellen noch wesentlich erleichtert werden. Sind dagegen Breite und Länge vollständig unbekannt, so erfordert die rechnerische Methode die Auflösung zweier Gleichungen mit zwei Unbekannten, die sich recht kompliziert und zeitraubend gestaltet, so daß sie für die Zwecke der Luftschiffahrt nicht in Betracht kommen kann.

Mehr Aussicht bieten die graphischen Lösungsverfahren. Sie finden besonders in der Nautik Verwendung und bestehen darin, daß man im Wege der Rechnung und der Zeichnung in einer Karte den gesuchten Beobachtungsort als Schnittpunkt zweier einzutragender Kurven ermittelt. Die Rechnung kann dabei noch durch geeignete, im voraus berechnete Tabellen so gut wie ganz umgangen werden. So haben wir z. B. bei dem für die Luftschiffahrt bestimmten Auswertungsinstrument »Orion« nur die den Beobachtungszeiten entsprechenden Werte von Höhe und Azimut einer Tabelle zu entnehmen, dementsprechend den Apparat und das Kurvenlineal einzustellen und nun zwei Standlinien in eine Karte einzutragen, als deren Schnittpunkt sich der gesuchte Ballonort ergibt.

Noch einfacher aber, und sicherlich billiger, gelangt man zum Ziele, wenn man sich sog. nomographischer Lösungsverfahren bedient. Unter einem Nomogramm versteht man eine graphische Darstellung, aus der man die zu bestimmenden Größen direkt, d. h. ohne irgendeine Rechnung oder Zeichnung erst selber ausführen zu müssen, entnehmen kann. Solche Nomogramme, die für einige passend gewählte Fixsterne eine graphische Auflösung des Kosinussatzes geben und die in ihrer Gesamtheit einen Überblick über die verschiedenen Lösungsmöglichkeiten bieten sollen, sind von meinem Bruder und mir auf der I. Internationalen Flugausstellung zu Wien ausgestellt worden.

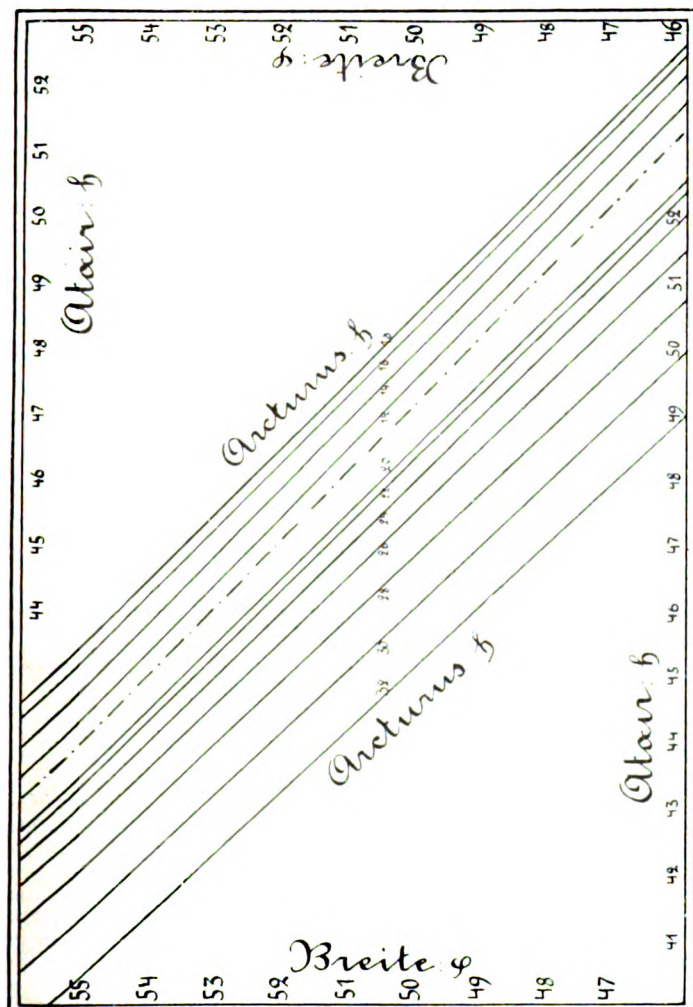
Ohne hier genauer auf die Theorie dieser Nomogramme eingehen zu wollen, möchte ich nur an der Hand eines Beispiels in aller Kürze erläutern, wie sich die Benutzung solcher Tafeln in der Praxis gestalten würde. Die in der Figur abgebildete Tafel dient zur Bestimmung der geographischen Breite. Es ist zwar nicht schwer, die Tafeln so einzurichten, daß man aus ihnen zugleich Breite und Länge entnehmen kann, doch empfiehlt sich das im allgemeinen schon aus dem Grunde nicht, weil man bei graphischen Darstellungen auf die zu verwendenden Maßstäbe Rücksicht nehmen muß, die bei Breitenbestimmungen zweckmäßiger Weise anders zu wählen sind als bei Längenbestimmungen. Außerdem bietet die getrennte Bestimmung von Breite und Länge auch noch in

anderer Beziehung — wie wir gleich sehen werden — wichtige Vorteile.

Es wird vorausgesetzt, daß zwei Gestirnhöhen kurz hintereinander beobachtet wurden, für die Anwendung der nebenstehenden Tafel sind es die Fixsterne Atair und Arcturus.

Von Bedeutung ist es, daß die Länge weder bekannt zu sein, noch geschätzt zu werden braucht. Auch sind Ablesungen der Uhr oder die Kenntnis der Sternzeit nicht erforderlich. Das ist sicherlich für den Anfänger von Wichtigkeit, dem, wenn er nicht im Besitze einer Sternuhr ist, die Umrechnung der mittleren Zeit in Sternzeit erfahrungsgemäß oft Schwierigkeiten bereitet, während andere Lösungsverfahren z. B. der »Orion« ohne Kenntnis der Sternzeit nicht verwendbar sind.

Die Einrichtung der Tafel, die nebenstehend in natürlicher Größe wiedergegeben ist, ist kurz folgende. Auf dem linken



und rechten Rande der Karte sind die in Betracht kommenden Breiten von 46° bis 56° angegeben. Wenn es wünschenswert erschiene, könnte man, ohne die Tafeln dadurch unhandlich zu machen, den Bereich auf etwa 20 Breitengrade ausdehnen. Einem Breitengrad entspricht in der Darstellung ein cm, so daß also durch das Millimeterpapier eine Einteilung der Breite von 6 zu 6 Bogenminuten gegeben ist. Dazwischen wird natürlich nach Augenmaß interpoliert, was für die Zwecke der Luftschiffahrt eine vollständig ausreichende Genauigkeit ergibt, da ja keine Zeichnung, sondern eine bloße Ablesung auszuführen ist. Auf dem unteren Rande der Karte sind in gleichem Maßstabe die Höhen des zu beobachtenden Fixsternes angegeben (Atair). Ferner enthält die Tafel eine Anzahl nahezu geradliniger Kurven, welche den Höhen eines zweiten, am besten angenähert im Westen oder Osten stehenden Fixsternes entsprechen. In unserem Beispiele ist es der Arcturus, für dessen Höhen von 12° bis 32° die Tafel berechnet ist. Die Anwendung ist nun folgende. Man sucht am unteren Rande der Karte die gemessene Atairhöhe auf, geht von da vertikal nach oben, bis man auf die der beobachteten Arkturushöhe

entsprechende Kurve kommt. Von diesem Schnittpunkt geht man horizontal nach links oder rechts und liest direkt die gesuchte Breite ab. Ist beispielsweise die Atairhöhe $45^{\circ} 13'$ und die Arcturushöhe 30° , so findet man für die Breite $\varphi = 51^{\circ}$.

Da die Höhenlinien des Arcturus zwischen 18° und 12° eigentlich zwischen die anderen Kurven fallen und dadurch die Übersicht wesentlich erschweren würden, so sind sie auf der Tafel weiter nach rechts geschoben worden. Dem ist durch die Skala am oberen Rande der Karte Rechnung getragen. Liegt also die beobachtete Arcturushöhe zwischen 12 und 18° , so hat man die zugehörige Atairhöhe am oberen Rande der Karte aufzusuchen. Sonst bleibt alles wie vorhin. Beispiel: Atairhöhe 46° , Arcturushöhe 17° , gesuchte Breite $\varphi = 52^{\circ} 30'$.

Die Karte ist natürlich nur verwendbar für Arcturushöhen von 12 bis 32° , d. h. für eine Zeit von etwas mehr als zwei Stunden. Hätte man also im ganzen etwa ein Dutzend solcher passend gewählter Tafeln zur Verfügung, so könnte man damit zu jeder beliebigen Zeit des Jahres und zu jeder beliebigen Stunde der Nacht eine Breitenbestimmung ausführen. Erwähnt sei noch, daß man die Messung des Südsterne mit möglicher Genauigkeit auszuführen hat; dagegen braucht die Höhe des Weststerne — wie man schon aus der graphischen Darstellung schließen kann — nicht sehr genau gemessen zu werden. Gerade das umgekehrte ist der Fall, wenn eine Längenbestimmung ausgeführt werden soll. Die dazu erforderlichen Tafeln sind ganz entsprechend eingerichtet, indem sie als rechtwinklige Koordinaten Ortssternzeit und Höhe eines Ost-Weststerne, als eingezeichnete Kurven aber die Höhen eines angenähert im Meridian stehenden Sterne enthalten. Doch können ebensogut bei einmal bekannter Breite auch unsere früheren Tafeln verwandt werden, worüber ich auf meine Arbeit: Bestimmung der geographischen Länge aus Fixsternbeobachtungen (Deutsche Luftfahrer-Zeitschr., Heft 6, 1912) verweise.

Flugschau.

Ein neuer Höhen-Weltrekord wurde am 6. Sept. von Garros auf Blériot-Eindecker mit Gnome-Motor aufgestellt. Der Flieger stieg bei einem böigen Winde von 15 m/sec mittags auf und erreichte schon in 12 Min. eine Höhe von 2000 m, wo er in den Wolken verschwand. Nach dem Barrographen stieg der Flieger 1 Std. 5 Min. und erreichte die Höhe von 4950 m. Garros wollte noch höher steigen und hatte sich dementsprechend ausgerüstet, außer warmer Kleidung hatte er einen Sauerstoffatmungsapparat bei sich wie man sie bei Ballon-Höhenfahrten benutzt. Garros hatte auch vorher mehrere Ballonfahrten gemacht, um für den Höhenflug zu trainieren. In einer Höhe von 4950 m zerbrach eine Pleuelstange am Motor und der Pilot war gezwungen, seinen Apparat auf Gleitflug einzustellen. Der Abstieg erfolgte in schwindelhafter Geschwindigkeit in nur 15 Min. Garros hat somit den Rekord Blaschkes um etwa 600 m geschlagen. Doch war der Österreicher mit Passagier geflogen, während sich Garros allein auf seinem Flugzeug befand.

Ausstellungen.

Im Anschluß an die im November ds. J. in Frankfurt a. M. stattfindende erste Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik beabsichtigt der Obmann des Ausschusses für Meßwesen, Herr Professor Wachsmuth, in den Räumen des Physikalischen Vereins daselbst eine kleine Ausstellung von Meßapparaten, welche für die Luftschiffahrt, insbesondere für die Flugtechnik von Bedeutung sind, zu veranstalten. Die Ausstellung ist kostenlos, jedoch behält sich der Veranstalter das Recht vor, ihm ungeeignet erscheinende Gegenstände zurückzuweisen.

Wegen näherer Auskunft wende man sich an den oben genannten Herrn.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. K. 48 534. Holzpropeller mit gekrümmten Flügeln Ralf Kornmann, Berlin, Tauentzienstr. 6. A 17. 7. 11. E. 22. 10. 12.

77h. B. 58 429. Antriebsvorrichtung für Luftfahrzeuge mittels eines auf dem Erdboden aufgestellten Motors durch eine Transmission. Lucien Brienne, Paris; Vertr.: R. Deißler, Dr. G. Döllner, M. Seiler, E. Maemecke u. Dipl.-Ing. W. Hildebrandt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 25. 4. 10. E 26. 10. 12.

77h. V. 10 335. Luftschraube, deren Flügel von an der Achse durch Tangentialspeichendrähne befestigten Ringen getragen werden. Dr. Alwin Viëtor, Wiesbaden, Neudorferstr. 4. A 14. 9. 11. E 29. 10. 12.

Auszüge aus den Patentschriften.

246 371. Einseitig bespannte Tragflächen für Flugmaschinen. August Euler in Frankfurt a. M. Die doppelt bespannten Tragflächen haben den Nachteil, daß während des Fluges durch die Poren der Leinwand und an undichten Stellen die Luft zwischen die beiden Tragdecken eindringt und dann die Tragflächen nach oben und unten deformiert bzw. ausbeult, wodurch die Tragflächen dann nicht mehr die beabsichtigte Kurve bzw. den beabsichtigten Neigungswinkel gegen die Horizontale haben.

Auf zwei Holmen A und B sind die Rippen b befestigt. Zwischen diesen sind Bandstreifen so befestigt, daß sie denjenigen Teil der Fläche, welcher der Ausbeulung durch den Wind am meisten ausgesetzt ist, gegen die Ausbeulung festhalten und somit die Rippen n zum Teil entlasten.

Die Befestigung des Stoffes und der Bänder geschieht dadurch, daß der eigentliche Stoffüberzug a hinter dem vorderen Holm A der Fläche befestigt wird, um diesen nach vorn herum und dann

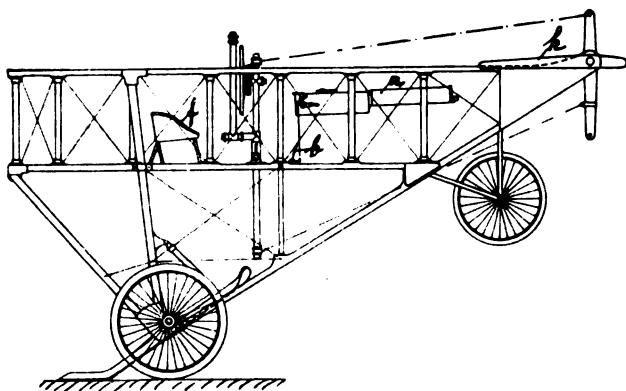


Zu Nr. 246 371.

nach hinten gehend unter dem zweiten Holm B bis zum Ende des Kurvenholzes gezogen wird. Die Rippen b werden in auf der Fläche aufgenähte Stoffstreifen geschoben und mit dem Stoff an den beiden Holmen A und B befestigt. Die Entlastungsbänder b werden ebenfalls auf der hinteren Kante des vorderen Holmes A befestigt, nach vorn herum bis zum Holm B gezogen, um diesen herumgespannt und hinter demselben an der Stelle m befestigt. Ein Stoffstreifen c, welcher der Länge nach vorn unter dem Holm A befestigt wird, und zwar an derselben Stelle oder tiefer wie der Stoffbezug und das Band, wird nach Befestigung nach hinten geradeaus gegen die untere Kante der Fläche gezogen und mittels Gummilösung befestigt oder festgenäht. Dieser Stoffstreifen verhindert die Wirbelbildung, indem die Luft glatt gegen die Tragfläche abgeleitet wird. Um die hier vor und hinter dem Holm entstehenden Luftwiderstände und Wirbel zu vermeiden, wird ein Stoffstreifen f der ganzen Länge des Holmes nach vor dem Holm bei j mittels Gummilösung oder Naht befestigt, über den Holmen B herübergezogen und an dem Punkt i wiederum durch Festkleben befestigt.

248 601. Flugzeug mit Maschinengewehr. August Euler in Frankfurt a. M. Die Erfindung bezweckt, ohne besondere Visier- und Steuereinrichtung an dem Maschinengewehr selbst mit den Steuerungen des Flugzeuges das Zielen des Maschinengewehres zu bewirken.

Das Maschinengewehr a ist vor dem Führersitz f fest in das Fahrgestell eingebaut, so daß der Lauf des Maschinengewehres



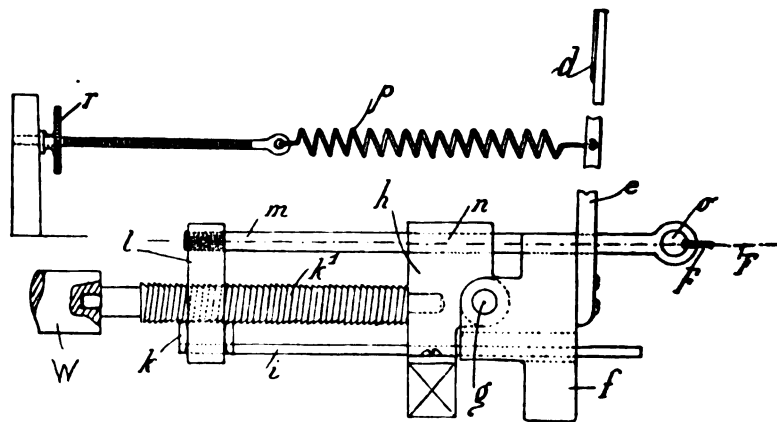
Zu Nr. 248 601.

unter dem Höhensteuer h geradeaus durchgerichtet ist. Das Maschinengewehr ist so unter dem Höhensteuer eingebaut, daß die Kugel auf bestimmte mittlere Entfernung denjenigen Punkt treffen kann, welchen der Flugmaschinenführer, über das Höhensteuer hinwegsehend, ins Auge faßt.

Die Breitensteuerung des Maschinengewehres wird in gleicher Weise durch die Seitensteuerung des Flugzeuges bedient.

Der Führer hat also, indem er Seiten- und Höhensteuer des Flugzeuges bedient, gleichzeitig die Höhen- und Seitensteuerung des Maschinengewehres in der Hand und bedient beide gleichzeitig, wenn er mit dem Flugzeug auf den zu beschießenden Punkt zufliegt und gleichzeitig mit den Steuerungen des Flugzeuges über den Mittelpunkt des Höhensteuers, den Steuerhebel, zielt. Das Abdrücken des Maschinengewehres wird durch Auslösen der beiden Hebel b mittels der Füße besorgt. Der feste Einbau des Geschützes gerade vor dem Führersitz hat den Vorteil, daß die Lenkungen des Flugzeuges und das Zielen durch den Führer allein besorgt werden kann; außerdem fällt der Rückstoß gerade in die Flugrichtung, so daß Kippmomente auf das labile Flugzeug vermieden werden.

244 908. Flugmaschine mit vom Fahrwind beeinflusster Widerstandsfläche. Adolphe François Joseph Doutré in Saigon, Cochinchina. Vermöge einer die Steuerorgane beeinflussenden Widerstandsfläche wird dem Flugzeuge ein wellenförmiger Flug erteilt, der aus aufeinanderfolgenden Gleit- und Steigbewegungen besteht. Beim Gleitflug sind die den Auftrieb bewirkenden Organe (Tragflächen oder Hubschrauben) so eingestellt, daß unter gleichzeitigem Sinken eine Vergrößerung der Vorwärtsgeschwindigkeit des Flugzeuges eintritt; das Flugzeug erhält dadurch eine gewisse lebendige Kraft, welche dazu benutzt wird, um das darauf folgende Steigen zu erhalten oder mehr oder weniger zu begünstigen. Zu diesem Zwecke gibt die Steuervorrichtung, sobald die Relativgeschwindigkeit des Flugapparates gegenüber der Luft unter einen Minimalwert heruntergeht, den Tragflächen eine verhältnismäßig schwache Neigung gegen die Wagerechte oder gegen ihre Bahn, während am Ende jedes Gleitfluges, sobald diese Relativgeschwindigkeit einen Maximalwert überschreitet, die Tragflächen gegen



Zu Nr. 244 908.

die Wagerechte mehr aufgerichtet werden, um die lebendige Kraft, die von dem Flugzeuge während des vorgehenden Gleitfluges aufgespeichert wird, zum Auftrieb auszunutzen.

Eine Scheibe d ist quer zum Flugzeug an dem Ende eines Hebels e angebracht, der aus einem Stück mit dem Stück f besteht, das um die Achse g schwingt. Letztere wird von dem Stück h getragen, das auf einem Spant des Rumpfes befestigt ist. Das Stück f ist mit einer Nut versehen, in welcher mit leichter Reibung eine Stange i gleitet, die einen mit Muttergewinde versehenen Kamm k trägt, welcher mit einem Gewinde k¹ auf der Schraubenwelle w in Eingriff gebracht werden kann. Während jeder Gleitperiode, solange der geringe Luftdruck auf der Scheibe d die Spannkraft der Feder p nicht überwinden kann, wird der Kamm k außer Eingriff mit dem Gewinde gehalten und durch einen Bügel l geführt, dessen Arme mit seitlichem Spielraum den Kamm k umgreifen. Dieser Bügel l sitzt auf einer Stange m, die mit leichter Reibung in dem Loche n des Stückes h gleitet und an ihrem äußeren Ende ein Ohr o trägt, an welchem die Kabel zur Bewegung der Flügel befestigt sind.

Während der Gleitbewegung wächst die Geschwindigkeit des Flugzeuges und ist nach einer gewissen Zeit genügend groß, um auf die Scheibe d einen Winddruck auszuüben, welcher den Gegendruck der Feder p überwindet. Die Scheibe d schwingt zurück und bringt dadurch den Kamm k in Eingriff mit dem Gewinde. Dadurch wird der Bügel l, die Stange m und die das Heben der Flügel bewirkenden Kabel F der Flügel angezogen. Diese werden dann unter einen größeren Winkel in bezug auf die Bahn des Flugzeuges gestellt und es erfolgt infolgedessen das Aufwärtssteigen desselben. Nach einer gewissen Zeit ist der Winddruck gegen die Scheibe nicht mehr genügend, um den Kamm in Eingriff mit dem Gewinde zu halten; dieses wird frei und der Druck der Luft gegen die Tragflächen, der in der Druckmitte jeder derselben wirkt, bewirkt ihr Niederklappen um ihre Drehachse; sie ziehen durch Vermittlung ihrer Kabel den jetzt freien Kamm gegen das Stück h zurück. Die Spannung der Feder p kann mittels der Schraube r, die sich gegen eine Stütze des Gestells legt, geregelt werden. Am dem Hebel e kann natürlich noch ein Handgriff angebracht werden, um dem Steuermann die Einstellung der Flügel von Hand zu ermöglichen.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEHR DR.-ING. F. BENDEMANN DR. R. EMDEN <small>PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN</small> DR. S. FINSTERWALDER <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN</small>	DR.-ING. H. FÖTTINGER <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG</small> GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.</small> DR. FRITZ HUTH GEH. REG.-RAT E. JOSSE <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	DR. N. JOUKOWSKY <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOKRAU</small> R. KNOLLER <small>PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN</small> DR.-ING. A. VON PARSEVAL <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG</small>	DR.-ING. H. REISSNER <small>PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN</small> DR. C. RUNGE <small>PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN</small> A. WAGENER <small>PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG</small>
---	---	---	---

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

28. September 1912.

Heft 18.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Über die physikalischen Grundlagen der Turbinen- und Propellerwirkung. Von Prof. Dr.-Ing. H. Föttinger, Danzig-Zoppot. S. 233.
Das aerodynamische Laboratorium in St.-Cyr. Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner. (Schluß.) S. 235.

Drahtlose Telegraphie vom Flugzeuge. Von H. Thurn, Berlin-Friedenau. S. 237.
Wasserflugzeuge und Wettbewerbe. (Mit Tafel XIII.) Von Ing. Ansbert Vorreiter. S. 241.
Flugschau. S. 243. — Patentschau. S. 243. — Berichtigung. S. 244.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Über die physikalischen Grundlagen der Turbinen- und Propellerwirkung.¹⁾

Von Prof. Dr.-Ing. H. Föttinger, Danzig-Zoppot.

Die wirklichen physikalischen Vorgänge in den Turbinen und Propellern sind bis heute sehr wenig geklärt. Hydrodynamische Betrachtungen führen z. B. zu dem Paradoxon, daß Turbinen beim Betrieb mit reibungsfreien Flüssigkeiten und kontinuierlicher Strömung im Beharrungszustand überhaupt keine Arbeit aufnehmen oder abgeben, daß Propeller im gleichen Falle keinen Schub erzeugen, aber auch keinen Arbeitsaufwand zu ihrer Drehung benötigen. Dieser überraschende, bisher wohl kaum gezogene Schluß folgt aus dem allgemeinen Satz, daß die reibungsfreie Flüssigkeit für die gleichmäßige gerade Translation oder Rotation irgendeines Körpers und für stetige Geschwindigkeitsverteilung keinen in die Bewegungsrichtung fallenden Widerstand ergibt. Es entsteht daher die Frage, wie die seit mehr als 100 Jahren bekannte Treibwirkung dieser Maschinen zustande kommt.

Da die Schaufeln nur mit Wasser (bzw. Luft) in Berührung kommen, so kann nur die Differenz der resultierenden Flüssigkeitsdrücke auf Vorder- und Rückfläche der Schaufeln die Treibwirkung erzeugen. Wie entsteht nun diese Differenz?

Die gewöhnliche Theorie des mittleren Stromfadens gibt hierauf keine befriedigende Antwort; sie liefert eine Bilanz, zeigt, daß am Laufradeintritt kinetische Energie vorhanden, am Austritt als solche ver-

schwunden ist, daß gewisse Reaktionen und Drehmomente entstehen usw., ohne indessen über die Druckunterschiede vor und hinter den Schaufeln oder über die Einflüsse der Kanal- und Schaufelform Aufschluß zu geben.

Ansätze zur Klärung dieser Verhältnisse finden sich in der neueren Literatur zuerst in Brauers »Grundriß der Turbinentheorie« (1899.)

Die ersten vielversprechenden Lösungen dieser Fragen danken wir Prášil, der in zwei klassischen Studien¹⁾ die allgemeinen Bewegungsgleichungen für rotierende Systeme und daraus eine Anzahl fundamentaler Sätze ableitete, mit deren Hilfe er die Strömungen bei endlicher Schaufelzahl berechnete und zum erstenmal eine zwei- und dreidimensionale Turbinentheorie an Hand typischer Beispiele aufstellte. Prášil versuchte auch, in seiner ersten Studie der Frage der Übergänge vom Leit- ins Laufrad (durch »arbeitsfreie« Schaufelenden) gerecht zu werden, nachdem P f a r r und C a m e r e r in mehreren Arbeiten auf deren große praktische Bedeutung für den Turbinenentwurf hingewiesen hatten.

Einen Sonderfall der Prášilschen Strömungsgleichungen behandelte L o r e n z²⁾ unter Ersatz des Schaufelkomplexes durch ein stetiges Kraftfeld, das sich, ähnlich wie die elektrodynamischen Kräfte, nicht von einem Potential ableitete. Unter Annahme dieser fingierten Kräfte war es

¹⁾ Schweizerische Bauzeitung 1903, Bd. XLI, Nr. 19, 21, 22, 25, 26, »Über Flüssigkeitsbewegungen in Rotationshöhlräumen«; ebenda 1906, Bd. XLVIII, Nr. 23, 24, 25, »Die Bestimmung der Kranzprofile und der Schaufelformen für Turbinen und Kreiselpumpen«.

²⁾ Lorenz, Neue Theorie und Berechnung der Kreisräder, 1906, do. 2. Aufl. 1911.

¹⁾ Vortrag, gehalten auf der »Versammlung von Vertretern der Flugwissenschaft« zu Göttingen, 3.—5. Nov. 1911.

möglich, die Kranzprofilform $r^2z = \text{konst.}^1)$ auch für den Fall arbeitabgebender Strömung bei zylindrischen Schaufeln genau zu berechnen und damit ein erstes Beispiel einer rechnerischen Festlegung von »Flußflächen« bei Radialturbinen zu geben.

Da hierbei indes physikalisch nicht existierende Kräfte vorausgesetzt sind und die Schaufelform als willkürlich aus der Betrachtung scheidet, so darf man weitergehende Aufschlüsse über die oben genannten physikalischen Fragen von dieser Theorie nicht erwarten.²⁾

Auf den Prásilschen Arbeiten fußend, gab v. Mises³⁾ einige allgemeine Deduktionen, unter Betonung der mathematischen Seite und teilweiser Anwendung graphischer Methoden.

Keine dieser neueren Arbeiten löst indessen die wichtige Frage nach den Vorgängen an den Ein- und Austrittsenden der Schaufeln und den Übergängen vom Leit- ins Laufrad usw. Und doch zeigt die tägliche Erfahrung der Praxis an Zentrifugalpumpen, Turbinen, Wasser- und Luftpropellern einen überraschend großen Einfluß jener Konstruktionselemente auf Arbeitsaufnahme und Wirkungsgrad der Turbomaschinen. Die Förderhöhe einer Zentrifugalpumpe oder eines Ventilators, die Leistungsaufnahme eines hydrodynamischen Transformators, die Betriebstourenzahl eines Propellers werden durch scheinbar geringfügige Änderungen an den Ein- und Austrittskanten der Schaufeln wesentlich beeinflusst; im gleichen Sinn wirkt eine Änderung der Schaufelanzahl.

Rein analytische Methoden können bei der Vielgestaltigkeit dieser Fragen allein nicht zum Ziel führen, sie sind zu wenig anpassungsfähig gegenüber der Fülle der Problemstellungen des Ingenieurs, oft auch zu umständlich gegenüber der geringen notwendigen Genauigkeit des physikalisch-technischen Schlußresultates.

Deshalb soll im folgenden gezeigt werden, wie mit einfachen hydrodynamischen Betrachtungen und insbesondere auf graphischem Wege einige interessante Aufschlüsse über den Mechanismus der Impuls- und Arbeitserteilung und -entziehung in den Turbomaschinen gewonnen werden können.

Im Gegensatz zu den genannten Theorien seien die Schaufeln als einzelne in die Strömung gestellte, mehr oder minder plattenförmige Körper, die Strömung selbst und die Energieübertragung daher als vollkommen stetig verlaufend betrachtet.

I.

Wir gehen aus von der bekannten stetigen ebenen Potentialströmung um eine Einzelplatte (Fig. 1), die senkrecht zur Bildebene unendlich lang und unter 45° Neigung in einen vertikalen Strom gestellt ist. Man erkennt, daß den Wasserfäden nur in unmittelbarer Nähe der Platte und der horizontalen Symmetrielinie Impuls im Sinne der Platte aufgezwungen wird, während entferntere Teilchen nur wenig abgelenkt werden. Am auffallendsten ist, daß alle Fäden unterhalb jener Symmetrielinie wieder in die vertikale Stromrichtung zurückkehren, so daß die Platte keine resultierende Ablenkung, daher auch keine »Reaktion« zu erzeugen vermag.

Charakteristisch sind die beiden Verzweigungsstromlinien, die in Form von Hyperbeln auf das obere und untere Plattenende senkrecht aufstoßen und den Gesamt-

strom in je einen um das obere bzw. untere Plattenende biegenden Zweig teilen.

Die Strömungsform läßt sich — wie auch die folgenden Formen — physikalisch verwirklichen, in-

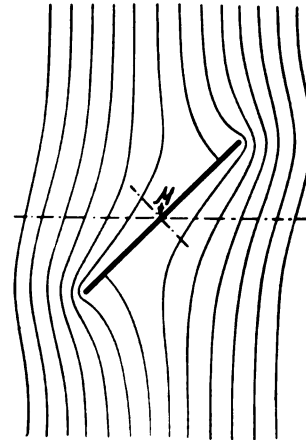


Fig. 1. Vertikalströmung gegen Einzelplatte unter 45°.

dem man die Flüssigkeitsmasse nach Füllung der Kanäle aus der Ruhe heraus langsam in Bewegung setzt, oder indem man sie in vertikale Oszillationen versetzt. Im ersten Fall entstehen bald an den beiden Kanten Wirbel, welche davonschwimmen und den Strömungscharakter verändern. Sobald nämlich die Bildung der durch die Flüssigkeitsreibung an den Wandungen entstehenden, stark wirbelnden »Grenzschichten« weit genug vorgeschritten ist, beginnt die Ablösung dieser Wirbelschichten von den Rändern und Umbildung der Strömung in die später zu betrachtenden Formen. Mit sehr zähen Medien (Syrup, Glycerin) lassen sich diese und die folgenden Strömungsformen dauernd verwirklichen, wenn der senkrecht zur Bildebene gemessene Abstand der Begrenzungswände sehr klein gewählt wird.

II.

An diesen Erscheinungen ändert sich prinzipiell nichts, wenn wir die Einzelplatte ersetzen durch eine unendliche Anzahl schräger Platten (Fig. 2). In

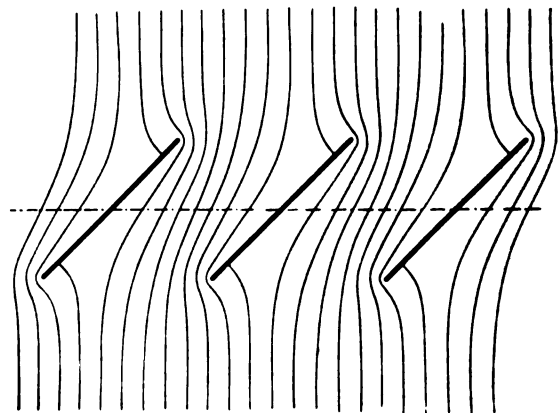


Fig. 2. Vertikalströmung gegen unendliche Plattenreihe, graphisch ermittelt.

deren Nähe bleibt die Strömung ähnlich Fig. 1, mit den charakteristischen Verzweigungsstromlinien, die senkrecht auf die Platte aufstoßen. Zwischen den Platten drängen sich die Stromfäden, nur bei enger Teilung merklich parallel gerichtet und nur vorübergehend abgelenkt. Bei größerer

¹⁾ Neuerdings schlägt Lorenz die Form $(r^2 - r_0^2)z = \text{konst.}$ vor.

²⁾ Die vorstehende Gegenüberstellung und Abgrenzung der Turbinentheorien ist unter Mitwirkung von Professor Dr. Lorenz abgefaßt.

³⁾ Dr. v. Mises, Theorie der Wasserräder. Leipzig 1908.

Teilung gehen die mittleren Fäden unter ziemlich steilen Winkeln zwischen den Platten durch.

Während die Potentialströmung Fig. 1 streng analytisch als Spezialfall des elliptischen Zylinders (kleine Achse der Ellipse = 0) berechnet und in den meisten Lehrbüchern der Hydrodynamik angegeben ist (z. B. Lamb-Friedel), wurde Fig. 2 usw. von uns auf graphischem Wege durch Konstruktion des bekannten Quadratnetzes von Strom- und Äquipotentiallinien mit Benutzung von Fig. 1 erhalten. Die Genauigkeit brauchte für die Illustration des nachstehenden Gedankenganges nicht sehr weit getrieben zu werden. Dies gilt auch für die folgenden Fig. 3, 4, 7 u. 10, die auf genau richtige Lage der Verzweigungspunkte etc. gar keinen Anspruch erheben.

III.

Um uns nun mehr den praktischen Schaufelformen zu nähern, biegen wir die oberen (Eintritts-)Kanten nach links um (Fig. 3). Bei einer bestimmten, von der Teilung, Schaufel-

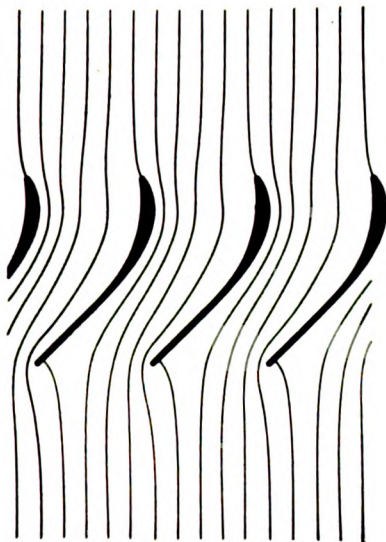


Fig. 3.

dicke und -form abhängigen Neigung der Kante verschwindet die bei Fig. 2 noch hakenförmig gegen die obere Schaufelwand anlaufende Stromlinie; der Eintritt wird »stoßfrei«, d. h. ohne Singularitäten, extreme Geschwindigkeiten und Ablösungserscheinungen. Dabei ergibt sich das interessante Resultat, daß die Eintrittskante übergeneigt werden muß, um eine senkrecht gegen die Schaufelreihe ankommende Strömung »stoßfrei« im eben erläuterten Sinne aufzufangen.

Bei zu starker Überneigung erscheint die hakenförmige Verzweigungslinie auf dem konvexen Schaufelrücken, d. h. der rechten Schaufelseite. Aus Stetigkeitsbetrachtungen schließen wir, daß bei einer bestimmten Variation der Neigung und Form des Eintrittsendes die an den Austrittsenden der Fig. 3 noch deutlich erkennbare Haken- (und späterhin Wirbel-) Bildung verschwindet; die Verzweigungslinie läuft dann glatt auf das obere Schaufelende zu, wie in der Figur dargestellt.

Aus dieser Betrachtung ergibt sich zugleich eine neue strenge Definition des Begriffes »stoßfreier Eintritt«, im Gegensatz zur bisherigen unzutreffenden Anschauung. Die »stoßfreie Eintrittsrichtung« hängt sonach nicht nur von der Richtung der ankommenden ungestörten Relativströmung ab, sondern von der gesamten Form der Schaufeln, ihrer Teilung im Vergleich zur Kanallänge und insbesondere ihrer Krümmung und Dicke am Eintritt.

Die Betrachtung unserer Fig. 3 zeigt weiter, daß ein Teil der ankommenden Fäden zunächst nach rechts, also entgegen der Austrittsrichtung, abgelenkt wird, während andere Fäden schon weit vor dem Eintritt in die Schaufelreihe nach links (in die Kanalrichtung) angesaugt werden, da am konvexen Schaufelrücken hohe Geschwindigkeit und daher Unterdruck herrscht. (Schluß folgt.)

Das aerodynamische Laboratorium in St.-Cyr.

Von Dipl.-Ing. Dr. Viktor Quittner. (Schluß.)

Große Schwierigkeiten verursachten im Anfang die Erschütterungen des Wagens; zur Vermeidung derselben werden jetzt alle am Wagen befindlichen Registrierinstrumente in kleine Kästchen eingeschlossen, die an acht gegeneinander gespannten Spiralfedern aufgehängt sind. Außerdem besitzt jedes Instrument noch eine Flüssigkeitsdämpfung mit Glycerin. Durch diese Mittel ist es gelungen, auch bei den großen Geschwindigkeiten gute Diagramme zu erhalten.

Zur Verwertung der Meßergebnisse muß man vor allem die Geschwindigkeit des Wagens möglichst genau kennen. Ihre Messung erfolgt stets in doppelter Weise, einmal durch ein mit einer der Radachsen in Verbindung stehendes Tachometer, und andererseits aus Messungen der Zeit, in der ein bestimmter Weg zurückgelegt wird. Das verwendete Tachometer ist ein sog. Cinemometer von Richard, das seiner interessanten Konstruktion wegen einige Aufmerksamkeit verdient. Es besteht aus zwei runden Platten P , die durch einen Regulator in entgegengesetzter Richtung mit genau gleichförmiger Geschwindigkeit gedreht werden. Bei dieser Drehung nehmen sie die auf der Achse R befestigte kleine Rolle Q mit, deren Drehgeschwindigkeit daher dem Abstand der Rolle vom Mittelpunkt der Scheiben proportional ist. Die Achse R trägt am anderen Ende eine Schraube ohne Ende, in die die beiden Schraubenräder T und T_1 eingreifen, von denen das eine mit der zu messenden Tourenzahl in Richtung des Pfeiles umläuft. Die Achse R erhält daher zwei Bewegungen: infolge der ihr durch die Rolle Q erteilten Drehung schraubt sie sich aus den als Mutter wirkenden Rädern T und T_1 heraus und nähert sich dem Mittelpunkt der Scheiben P mit einer Geschwindigkeit proportional ihrem augenblicklichen Abstand von diesem; durch die Wirkung der Räder T und T_1 da-

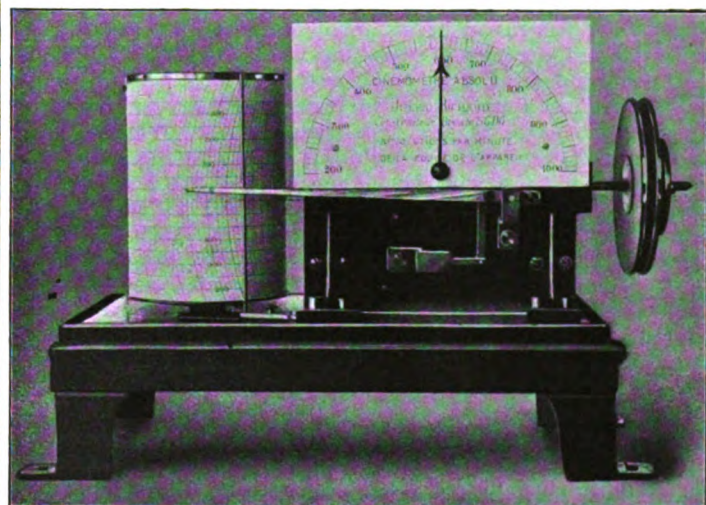


Fig. 11. Cinemometer von Richard.

gegen verschiebt sie sich in umgekehrter Richtung mit einer Geschwindigkeit, die der zu messenden proportional ist. Man erkennt leicht, daß sie in einer Stellung zu Ruhe kommen muß, in der der Abstand der Rolle Q vom Scheibenmittelpunkt der zu messenden Tourenzahl proportional ist. Von R wird dann der Zeiger und der Schreibstift der Registriervorrichtung mitgenommen. Das Instrument hat den Vorteil,

daß seine Angaben nicht wie bei Fliehkrafttachometern von der Reibung in den Gelenken beeinflusst werden; freilich entsteht wieder eine andere Möglichkeit von Fehlern durch das immerhin denkbare Gleiten zwischen Scheiben und Rolle.

Auch bei dem Cinemometer, das in gewöhnlicher Weise außerhalb des Wagens geeicht wird, machten sich die Stöße anfangs sehr störend bemerkbar; auch hier wurde durch die bereits erwähnte Aufhängung an acht Federn eine ausreichende

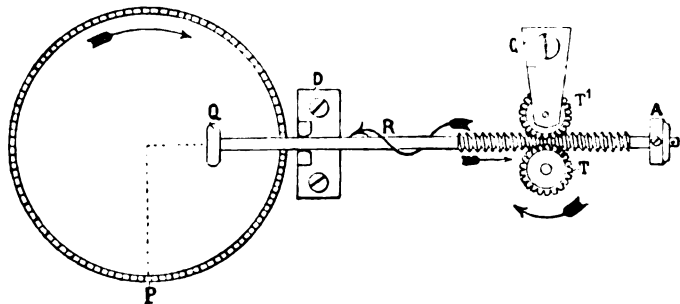


Fig. 12. Schematische Zeichnung des Cinemometers.

Störungsfreiheit erzielt; der Antrieb erfolgt dabei durch eine gekreuzte elastische Schnur.

Die zweite Messung der Geschwindigkeit aus Weg und Zeit erfolgt durch einen Kontakt auf der Vorgelegewelle des Motors, der bei jeder Umdrehung einen Strich auf einer durch ein Uhrwerk mit gleichförmiger Geschwindigkeit gedrehten Trommel aufzeichnet; da die Geschwindigkeit der Trommel 10 cm pro Sekunde beträgt, so läßt sich die Zeit zwischen den einzelnen Strichen sehr genau messen.

Bei den späteren Versuchen wurde indes diese Einrichtung dadurch vereinfacht, daß auf dem mittleren Teil der Strecke, wo die Geschwindigkeit gut konstant ist, zwei Kontakte in einem Abstand von 95,9 m angebracht wurden, die der vorüberfahrende Wagen betätigt; die Kontakte bestehen aus dünnen Drähten, die von einem am Wagen angebrachten Messer zerschnitten werden und nach jeder Fahrt erneuert werden müssen. Der Registrierapparat ist dabei im Beobachtungsraum, von dem aus der Wagen gesteuert wird, untergebracht. Bei diesem Verfahren vermeidet man auch den Fehler, der vom Gleiten des Wagens auf den Schienen herrühren könnte; es hat sich aber gezeigt, daß dieser Fehler nur bei vereisten Schienen überhaupt merklich ist.

Für die Verwertung der Meßergebnisse braucht man aber eigentlich nicht die auf diese Weise gemessene Geschwindigkeit des Wagens in bezug auf den Erdboden, sondern die in bezug auf die umgebende Luft. Bei windstillem Wetter sind beide identisch, aber es ist natürlich nicht möglich, nur an den wenigen Tagen, wo es wirklich windstill ist, Messungen auszuführen. Die Stärke und Richtung des Windes muß daher zunächst gemessen werden, was durch eine registrierende Windfahne mit Anemo-Cinemograph von Richard geschieht. Der Anemo-Cinemograph besteht aus einem Flügelrädchen, dessen Tourenzahl durch ein Cinemometer der oben beschriebenen Konstruktion gemessen und fortlaufend registriert wird. Da nur bei schwachem Wind Messungen gemacht werden, so registriert das Instrument nur Windstärken von 0 bis 7 m/Sek. Die Windfahne und das Flügelrädchen sind neben der Bahn in der Höhe der am Wagen vorbeifahrenden Tragflächen angeordnet.

Die Korrektur der Geschwindigkeit des Wagens geschieht so, daß von der gemessenen Geschwindigkeit gegenüber dem Erdboden die in die Bewegungsrichtung fallende Komponente der Windgeschwindigkeit abgezogen wird. Die Erfahrung hat gezeigt, daß man auf diese Weise bis zu Windgeschwindigkeiten von 3 bis 3,5 m/Sek. genügend genaue Resultate erhält. Ist der Wind stärker, und fallen Windrichtung und Fahrtrichtung nicht zusammen, so stimmt die Korrektur nicht mehr, und zwar erhält man, wenn der Wind dem Wagen entgegenweht (seine Geschwindigkeit also zu der des Wagens hinzugezählt werden muß) zu kleine Werte für Auftrieb und Widerstand, im entgegengesetzten Falle zu große Werte für beide, ein Zeichen, daß die Korrektur auf diese Weise zu groß genommen wurde. Auch schon wegen der stets vorhandenen

starken Unregelmäßigkeiten und Stöße sind Messungen bei größeren Windstärken als die angegebenen kaum möglich.

Bei der Verwertung der Meßresultate müssen auch die Fehler in Rechnung gezogen werden, die durch den Wagen und die Befestigungsvorrichtung der Flächen hervorgerufen werden. Was zunächst die letztere betrifft, so kann ihr Einfluß natürlich leicht durch Kontrollversuche ohne Tragfläche ermittelt werden. Es hat sich gezeigt, daß ein Einfluß auf den Auftrieb nicht vorhanden ist, dagegen, wie zu erwarten war, ein nicht unbedeutender Widerstand gegen die Fortbewegung, der von dem gemessenen Widerstand der Flächen abgezogen werden muß. Bei größeren Neigungswinkeln kann diese Korrektur genügend genau ausgeführt werden. Bei sehr kleinen Anstellwinkeln dagegen ist sie von derselben Größenordnung wie der Widerstand der Flächen selbst und macht somit die Messungen unsicher. Es werden deshalb für die kleinen Winkel meist noch einige Kontrollmessungen gemacht, bei denen man das ganze obere Gerüst zur Schrägstellung der Flächen entfernt, und dieselben direkt auf dem oberen Teil der beiden Parallelogramme befestigt; auf die Bestimmung der Lage der Resultierenden muß man dann natürlich verzichten. Die so erhaltenen Punkte stimmen mit den übrigen der Kurven gut überein.

Eine weitere Störung wird durch den Wagen selbst verursacht, der die von ihm verdrängte Luft zum Teil nach oben wirft und so einen aufwärts gerichteten Luftstrom erzeugt. Trotzdem die Flächen 2,75 m über dem Wagen liegen, hat sich doch gezeigt, daß dieser Einfluß, der den Auftrieb zu groß erscheinen läßt, nicht zu vernachlässigen ist. Um ihn genau zu ermitteln, wurde eine 3,95 m breite und 1,75 m tiefe genau symmetrische und ebene Platte in den Apparat eingesetzt; sie zeigte einen Auftrieb entsprechend $K = 0,0038$, was einer Neigung des Luftstromes gegen die Horizontale von etwa $1\frac{1}{2}^\circ$ entsprechen würde. Versuche im Eiffelschen Laboratorium an einem genauen Modell des Wagens ergaben annähernd den gleichen Wert. Sie ließen ferner erkennen, daß der Fehler durch Höherlegen der Flächen nur wenig vermindert wird, und daß er um so größer ist, je mehr die Fläche gegen den vorderen Teil des Wagens gerückt wird; selbst wenn sie ganz vor dem Wagen liegt, ist der Fehler noch größer als bei der gewöhnlichen Stellung. Verschiebt man die Fläche dagegen nach rückwärts, so nimmt der Fehler ab und wird endlich Null (der abgelenkte Luftstrom ist hier gerade horizontal). Wenn sich auch bei den Kontrollmessungen

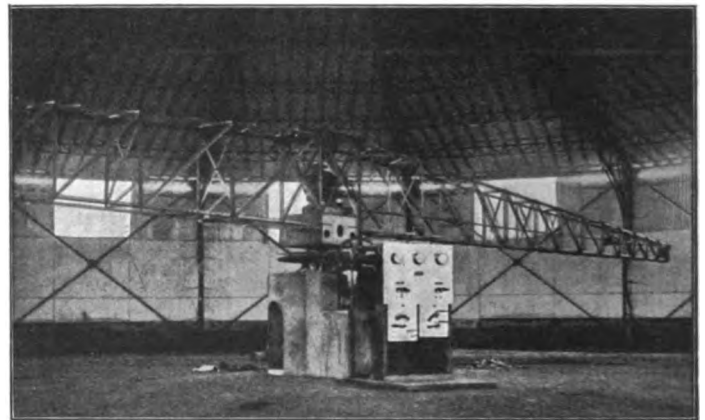


Fig. 13. Rundlauf.

am Wagen selbst dasselbe herausstellen wird, so soll die ganze Befestigungseinrichtung dementsprechend versetzt werden. Was die Größe des Fehlers betrifft, so ist zu beachten, daß er bei den zu den Messungen benutzten Flächen von 5 bis 7 m Breite nicht so groß sein dürfte wie bei der nur 3,95 m breiten Versuchsfläche.

Außer dem beschriebenen Versuchswagen für Tragflächen sind noch drei weitere in Aussicht genommen und zum Teil im Bau, von denen einer für die Messung der Widerstände von Konstruktionsteilen dienen soll, während die beiden anderen zur Untersuchung von Luftschrauben in Fahrt Ver-

wendung finden werden. In ihrem allgemeinen Bau werden diese Wagen dem beschriebenen ähnlich sein. Bei den beiden Schraubenwagen, von denen einer für große (Luftschiff-), der andere für kleinere (Flugzeug-) Propeller bestimmt ist, sind zwei Motoren vorgesehen, von denen einer auf die Räder des Wagens arbeitet und der andere durch Kegelradübertra-

gung gestattet natürlich nur Messungen an recht kleinen Flächen.

Als ein Beispiel für die bisher mit dem Meßwagen ausgeführten Versuche sind in der Kurventafel Fig. 1 die Resultate der Messungen an einer von Maurice Farman eingesandten Fläche von 5 : 2 m mit einer Wölbung von 1 : 30 auf der Unterseite und 1 : 15,9 auf der Oberseite zusammengestellt. Wie man sieht, stimmen die Resultate im allgemeinen mit den an kleinen Flächen ähnlicher Form erhaltenen recht gut überein. Zum Vergleich sind in Fig. 1 die entsprechenden Kurven für eine gleich große, ebenfalls von M. Farman herrührende, Fläche dargestellt, die eine Form besitzt, wie sie gerade jetzt in Nachahmung und Übertreibung der Nieuportflächen gebräuchlich und sozusagen »modern« ist. Man erkennt auch hier wieder — was schon Eiffel bei seinen Versuchen an kleinen Modellen gefunden hatte —, daß derartige Flächen durchaus nicht vorteilhaft sind. Die Tragkraft bei kleinen Anstellwinkeln ist zwar etwas größer (wegen der stärkeren Wölbung), aber der Widerstand ist noch viel mehr erhöht, und so kommt es, daß das für die Güte einer Fläche maßgebende Verhältnis $\frac{K_x}{K_y}$, das bei der ersten Fläche bis auf 0,069 hinuntergeht, hier nicht unter 0,086 sinkt. Auch die rückläufige Bewegung des Angriffspunktes ist noch etwas stärker als bei der anderen

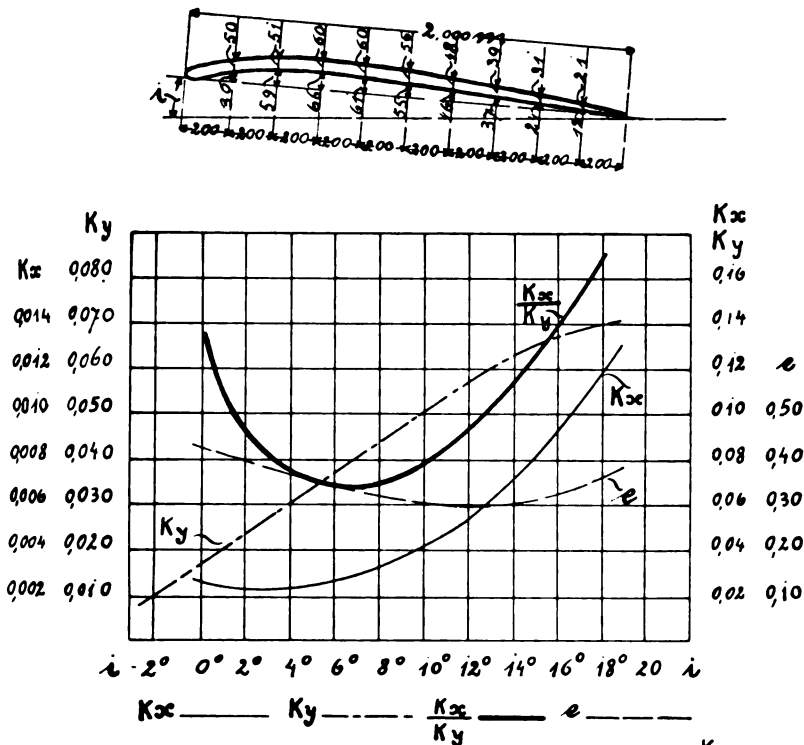


Fig. 14. Kurventafel einer Fläche von M. Farman.

gung den Propeller treibt, so daß Tourenzahl der Schraube und Fahrgeschwindigkeit unabhängig voneinander verändert werden können.

Neben den Versuchen auf der geradlinigen Bahn im Freien sollen natürlich auch Versuche an kleineren Modellen im geschlossenen Raume angestellt werden, einmal weil die Versuche im Freien nur bei schwachem Winde ausführbar sind, und dann auch weil sie zu viel Zeit brauchen und zu hohe Kosten verursachen, um ganze Reihen von Messungen auf diese Weise auszuführen. Für derartige Versuche in kleinerem Maßstabe sind zwei Einrichtungen vorhanden, nämlich ein Rundlauf und eine Einrichtung für Untersuchungen im künstlichen Luftstrom eines Ventilators.

Der Rundlauf befindet sich in einem besonderen, hinter der großen Halle gelegenen kreisrunden Gebäude von 38 m Durchmesser. Die am Ende des drehbaren Armes befestigten Propeller oder Tragflächen sind etwa 16 m vom Mittelpunkt entfernt, so daß der von ihnen bei jeder Umdrehung zurückgelegte Weg ca. 100 m beträgt. Auch hier ist wie bei den Propellerwagen der Antrieb der Schraube von dem zur Fortbewegung dienenden getrennt, und es sind demgemäß zwei Motoren vorhanden: der eine von 20 PS steht fest und treibt den Rundlauf an, der andere von 25 bis 30 PS dreht sich mit dem Rundlauf mit und dient zum Antrieb der zu untersuchenden Propeller.

Für Versuche im künstlichen Luftstrom wird ein Ventilator von 1,60 m Durchmesser verwendet, der von einer kleinen Dampfmaschine direkt mit einer bis zu 600 regulierbaren Tourenzahl angetrieben wird. Der aus dem Ventilator austretende Luftstrom tritt zunächst in eine viereckige Luftkammer von 1,20 : 1,20 m Querschnitt und aus dieser durch eine Düse mit eingesetzten Führungsflächen in die Öffnung von 80 : 30 oder 65 : 55 cm, vor der die zu untersuchenden Flächen aufgehängt werden. Der geringe Querschnitt des

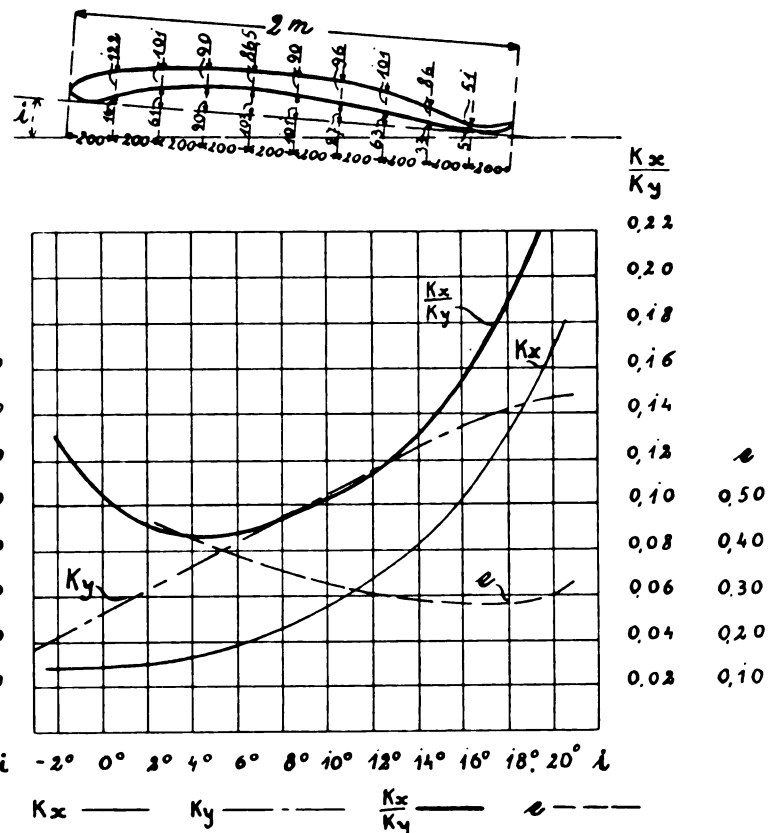


Fig. 15. Kurventafel einer Fläche nach Nieuport.

Fläche, so daß auch die Längsstabilität kaum besser sein dürfte als bei dieser.

Drahtlose Telegraphie vom Flugzeuge.

Von H. Thurn, Berlin-Friedenau.

Die großen Fortschritte auf dem Gebiete der drahtlosen Telegraphie und die Erfolge und Erfahrungen mit Stationen für lenkbare Luftschiffe hatten zur Folge, daß man in letzter Zeit, besonders in Deutschland und in Frankreich, sich bemühte, die Funkentelegraphie auch der Flugkunst dienstbar zu machen. Die leicht gebauten Flugzeugstationen sollen in erster Linie für militärische Zwecke im Aufklärungsdienste Verwendung finden. Während bisher zur Übermittlung der gemachten

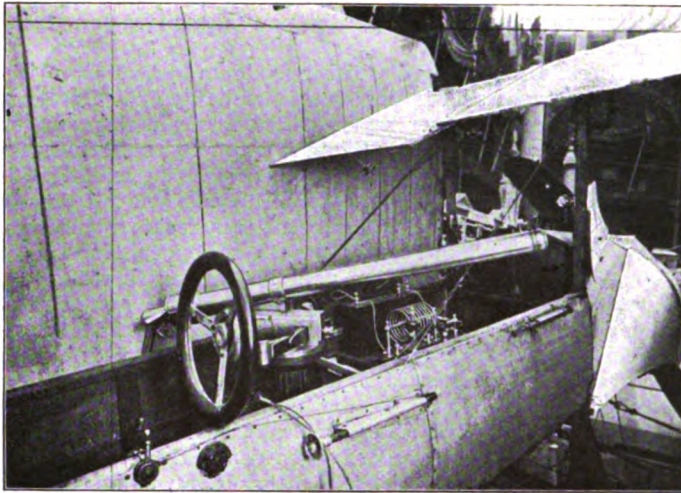


Fig. 1.

Beobachtungen die Flugmaschine zur Befehlsstelle zurückkehren mußte, ist der Beobachter jetzt in der Lage, seine Erkundungen während der Fahrt an die fahrbaren und Festungsstationen weiterzugeben, wodurch nicht nur eine schnellere Übermittlung, sondern auch eine erhebliche Zeitersparnis eintritt. Besonders wichtig ist die Funkentelegraphenstation für das Flugzeug in dem Falle, wo ihm die Aufgabe zufällt, das Einschlagen der Geschosse zu beobachten und dem Batterieführer zu melden. In diesem Falle muß das Flugzeug längere Zeit in der Luft bleiben und nur mit Hilfe der drahtlosen Telegraphie ist der Beobachter imstande, dauernd seine Meldungen zu machen.

Der Kommandant Ferrié¹⁾ berichtet ausführlich über seine auf dem Flugfelde in Villacoublay in einem Farman-Zweidecker angestellten Versuche. Die elektrische Energie wurde von einer besonders leichten Dynamomaschine (etwa 12 kg) geliefert, die durch den Motor der Flugmaschine angetrieben wurde. Der hinter dem Führer sitzende Beobachter bediente die funkentelegraphischen Empfangs- und Sende-

¹⁾ La Lumière Electrique. 1911, S. 184.

apparate. Als Antenne wurde ein blankes Bronzekabel von 1 mm Durchmesser und 120 m Länge benutzt, das durch isolierte Röhren an die Unterseite der Flugmaschine geführt war und hier seitlich vom Propeller an einem Punkte austrat, wo das Antennengewicht das Gleichgewicht der Flugmaschine möglichst wenig beeinflusste. Die Antenne kann automatisch abgeschnitten werden, wenn bei vorhandener Gefahr ein Einziehen unmöglich sein sollte. Als Gegengewicht diente die Flugmaschine selbst. Sowohl von der Eiffelturmstation als auch von fahrbaren Militärstationen wurde gut empfangen. Die 60 km entfernten Landstationen empfangen von der in 500 m Höhe befindlichen Bordstation die mit nur halber Energie abgegebenen Telegramme gut und deutlich.

Die Fig. 1 und 2 zeigen uns Funkentelegraphenstationen auf französischen Flugmaschinen, während uns die Fig. 3 die zugehörige funkentelegraphische Empfangsstation zeigt, die von einem fliegenden Flugzeuge Funkentelegramme aufnimmt.

Auch die deutsche Militärverwaltung hat ausgedehnte Versuche gemacht, um die Funkentelegraphie als Nachrichtenmittel vom Flugzeug aus nutzbar zu machen; die Versuche sollen ein befriedigendes Ergebnis gehabt haben; Einzelheiten sind aus militärischen Gründen nicht bekannt geworden.

Die von der »Gesellschaft für drahtlose Telegraphie« (Telefunken), Berlin, gebaute Radiostationen für Flugzeuge sind normal mit einer Senderwelle ausgerüstet; als Antenne dient ein auf einer Haspel aufgewickelter Bronzedraht, der rasch auf- und abgewickelt werden kann. Als Gegengewicht dient der Motor und die Verspannungsdrähte des Flugzeuges. Der zum Betriebe des Senders erforderliche Strom wird einer Akkumulatorenbatterie entnommen.

Der Sender dieser Telefunkenstation ist (ausschließlich der Batterie) in einen Holzkasten eingebaut (Fig. 4). Zur Inbetriebsetzung müssen die Leitungen zwischen der Haspel, dem Fahrgestell und dem Sender miteinander verbunden werden. Auf der Deckplatte des Senders befinden sich zu diesem Zwecke zwei Stöpsellöcher, in welche die Verbindungsschnur für Antenne und Gegengewicht eingestöpselt wird. Ferner ist die in die Vorderwand des Senders angebrachte Klappe, auf welcher sich die Sendertaste befindet, herunterklappbar. Der Sender besteht aus: Induktor, Taste, Primärkapazität, Primärselbstinduktion, Sekundärselbstinduktion (Luftdrahtverlängerungsspule), Anschlußklemmen und Heliumröhre.

Der Induktor wird von einer kleinen Akkumulatorenbatterie gespeist und arbeitet mit Hammerunterbrecher. Der Strom wird beim Telegraphieren durch die am Kasten befestigte herausklappbare Taste direkt unterbrochen. Die Primärkapazität und die Funkenstrecke ist oberhalb des Induktors angeordnet, und zwar die Funkenstrecke auf der Vorderseite, die Kapazität auf der Hinterseite (vgl. Fig. 5 und 6). Die Primärkapazität ist ein Glimmerkondensator von etwa 1100 m Kapazität. Die Funkenstrecke ist eine sieben-teilige Löschfunkenstrecke, deren Elektroden durch Fibernge voneinander isoliert sind. Die Elektroden werden durch eine Preßschraube fest aufeinander gepreßt. Hinter dem Kondensator liegen die Anschlüsse für die Antenne und das Gegengewicht. Die Primärselbstinduktion ist eine Flachspule

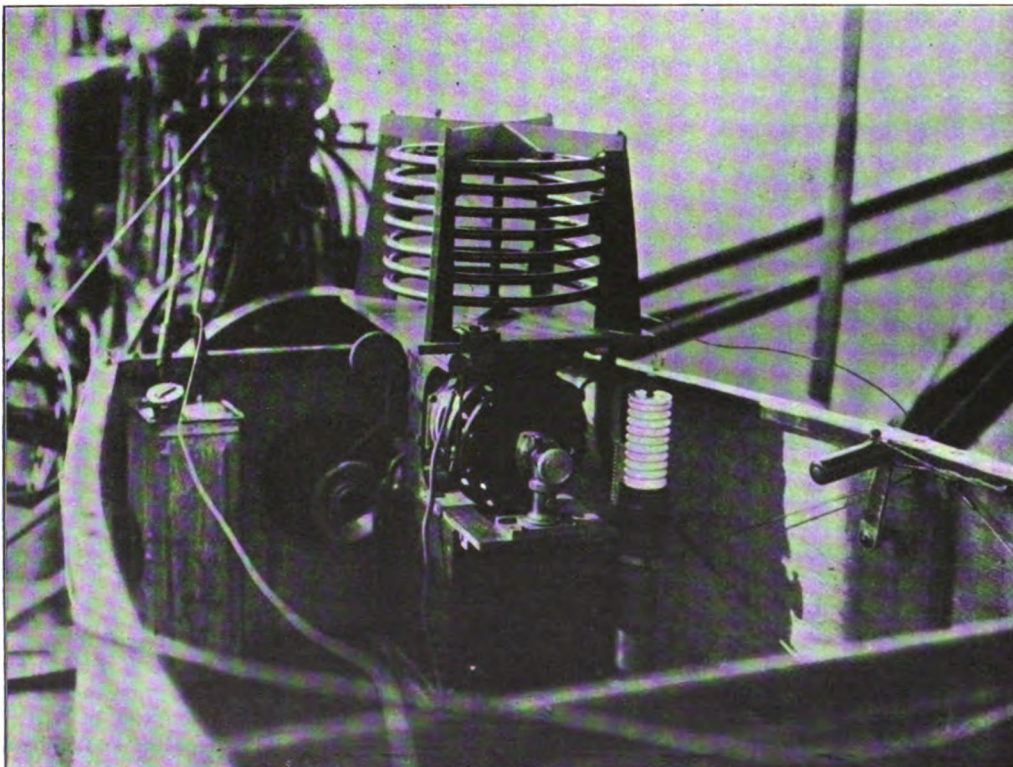


Fig. 2.

aus viellitzigem Emaillendraht und auf der rechten Seite des Induktors angeordnet. Die Sekundärselbstinduktion ist eine ähnliche Spule und befindet sich links vom Induktor. Der Primärkreis besteht aus Glimmerkondensator und der Glimmer-selbstinduktion und der Funkenstrecke; er ist auf die 600 m-Welle abgestimmt. Der Sekundärkreis hat bei etwa 50 m lang herabhängendem Luftdraht ebenfalls eine Wellenlänge von 600 m. Die Kopplungsspule zwischen Primär- und Sekundärkreis ist fest eingestellt, so daß am Sender während des Fluges keine weiteren Veränderungen vorgenommen werden müssen. Die Abstimmung der beiden Kreise aufeinander geschieht durch Verändern der Lage des Luftdrahtes mit der Haspel. Als Resonanzinduktor dient die auf dem Sender montierte Heliumröhre, die beim Eintritt der Resonanz aufleuchtet.

Der Empfänger ist auf der Grundplatte des Senders angeordnet. Der Anschluß der Antenne an den Empfänger geschieht ebenfalls dadurch, daß die Stöpselschnur der Luftdrahtspule in das Stöpselloch des Empfängers geführt wird. Auf der Empfängerplatte befindet sich eine Schiebepule zur Veränderung der Abstimmung der Antenne. Parallel zu dieser Luftdrahtverlängerungsspule ist der Detektor und das Telephon geschaltet; parallel zum Telephon ist noch ein Blockkondensator angeordnet. Das Kopftelephon für den Empfänger wird zweckmäßig in eine mit weichem Filz ausgepolsterte Fliegerkappe eingebaut. Durch die Schallisolation des Filzes werden die den Empfang störenden Geräusche des Motors und Propellers abgeschaltet und die im Telephon

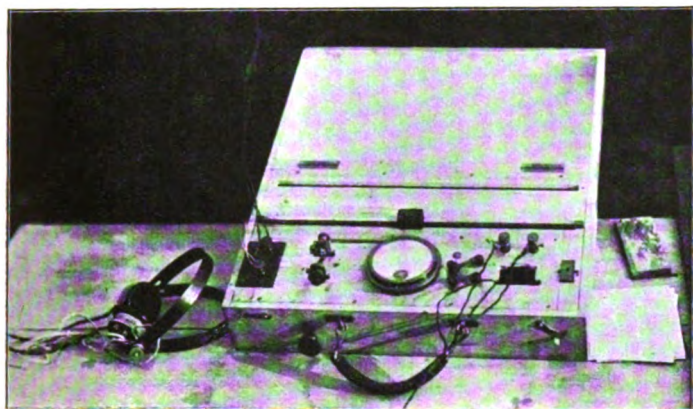


Fig. 3.

hörbaren Summertöne nicht störend beeinflusst. Natürlich muß die Lautstärke trotzdem größer sein als beim Normalbetrieb fester oder fahrbarer Stationen.

Zur Ausstrahlung der Senderenergie und zur Aufnahme der ankommenden Wellen beim Empfang dient der Luftdraht, der auf einer Trommel aufgewickelt ist (Fig. 7), die in unmittelbarer Nähe des Beobachters am Flugzeug angebracht ist. Die Achse ist zur Erzielung leichter Drehbarkeit in Kugellagern gelagert und zur leichten Einstellung mit einer Bandbremse versehen. Von der Haspel führt der aus Phosphorbronze bestehende Antennendraht in einem Kupferrohr längs eines Trägers des Fahrgestells zu einem Punkte, bei dem einerseits keine Gefahr vorhanden ist, daß der abgewickelte Draht in den Propeller geraten, und der andererseits beim Landen nicht mit dem Erdboden in Berührung kommen kann. Das Ende des Drahtes ist mit einer Bleikugel beschwert, um ein leichtes Abwickeln desselben herbeizuführen, und um den Draht im abgewickelten Zustande stets gespannt zu halten. Der Draht kann auch in Abständen von 5 m mit Reißstellen versehen werden, deren Zerreißfestigkeit nur etwa 10 kg beträgt; sie sollen in dem Fall, daß der Draht sich bei niedrigen Flügen irgendwo am Erdboden verwickelt, reißen, und auf diese Weise verhindern, daß das Flugzeug selbst durch einen plötzlichen Ruck in Gefahr gerät, zu kippen. Das obere Ende des Antennendrahtes ist metallisch mit der Haspel verbunden. Durch eine Stöpselschnur ist letztere beim Senden an den Sender, beim Empfangen an den Empfänger geschaltet.

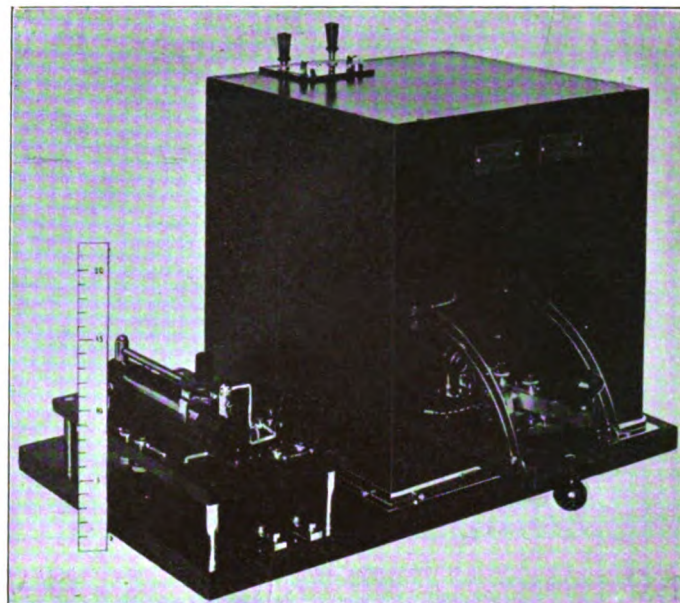


Fig. 4.

Als Gegengewicht dienen sämtliche Metallteile des Flugzeuges. Es sind dies die Spanndrähte des Fahrgestells, der Motor, die Kühler usw. Zur Erzielung größerer Reichweiten wird gegebenenfalls die Kapazität des Gegengewichts noch durch besonders ausgespannte Drähte oder durch Metallverkleidungen der Tragflächen vergrößert.

Zur Inbetriebsetzung der Station wird die Batterie an die vor dem Empfänger sitzenden Klemmen angeschlossen und die Taste aus dem Kasten herausgeklappt. Die Verbindungsleitungen zur Haspel und zum Fahrgestell (Gegengewicht) werden mit der entsprechenden Stöpselklemme des Senders verbunden und der Luftleiter an der Haspel soweit abgerollt, bis bei Druck auf die Taste die Heliumröhre maximale Helligkeit zeigt. Zum Empfang werden die Leitungen zur Haspel und zum Fahrgestell an den Empfänger eingestöpselt.

Die Station besitzt bei einer Reichweite von etwa 100 km ein Gewicht von rd. 35 km.

Auch die G. m. b. H. Dr. Erich F. Huth, Berlin, hat verschiedene Stationstypen für Motorluftschiffe und Flugzeuge hergestellt. Von den Flugzeugstationen baut die genannte Gesellschaft zwei verschiedene Typen, die beide in Schutzkasten eingelagert und mit tönenden Funken ausgerüstet sind.

Die Fig. 8 zeigt die sämtlichen Teile der kleineren Station, wie sie zuerst auf einem Wright-Flugzeug zur Ver-

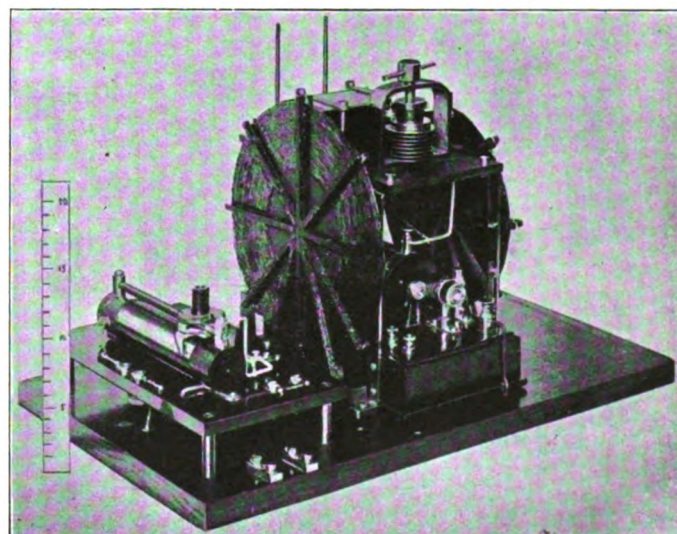


Fig. 5.

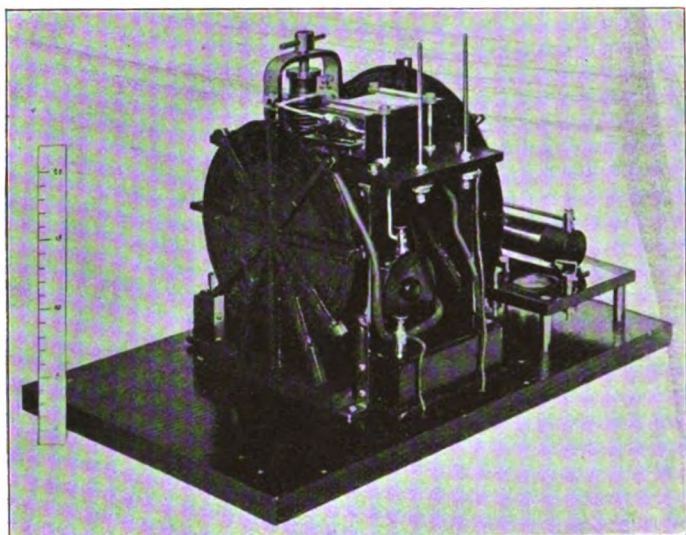


Fig. 6.

wendung gekommen ist. Links befindet sich im Holzkasten der Sender und Empfänger; rechts steht die Kraftquelle, eine Gleichstrommaschine; dahinter sieht man in der Mitte das Antennenrad, auf dem der Antennendraht aufgespult ist und die Antriebsvorrichtung.

Der Sender und Empfänger sind in einem Holzkasten von 14×23 cm Grundfläche und 19 cm Höhe untergebracht. Der Deckel des Kastens hat an der Seite einen Schlitz, aus dem die Taste hervorragt; es kann daher auch wie bei der Telefunkenstation bei geschlossenem Kasten telegraphiert werden. Im einzelnen setzt sich der Sender aus dem Induktor und Unterbrecher, der Funkenstrecke und der Taste zusammen.

Der Unterbrecher besteht aus einer Membrane, die exzentrisch zu dem Eisenkern des Induktors liegt und an zwei Punkten ihres Umfanges festgelegt wird. Auf diese Weise ist es erreicht, daß die Membrane etwa 400 Schwingungen in der Sekunde ausführt; die Funkenfolge wird also so rasch, daß ein musikalischer Ton entsteht, d. h. daß die Funken tönend werden.

Die Taste ist mit einer Schaltvorrichtung versehen, die bewirkt, daß beim Senden der Empfänger automatisch

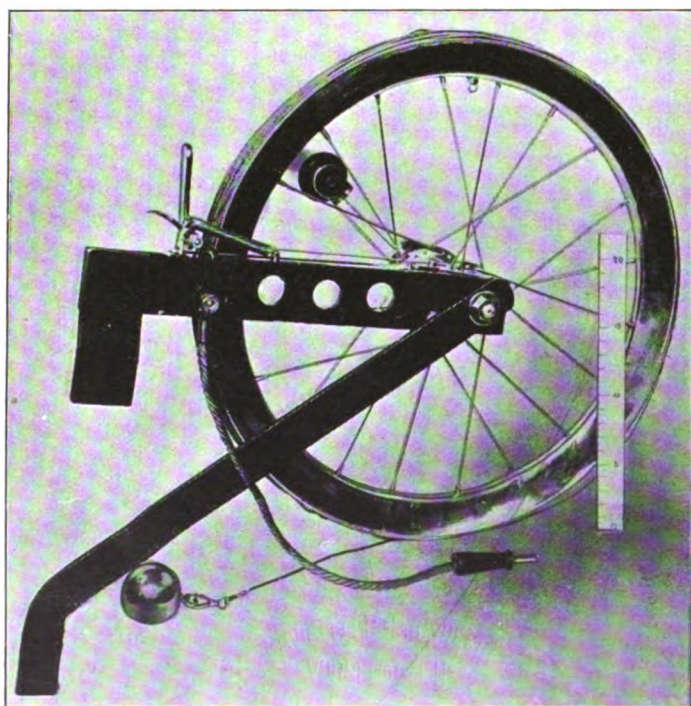


Fig. 7.

abgeschaltet wird. Es kann also niemals vorkommen, daß der Detektor des Empfängers durch die Funken des eigenen Senders zerstört werden kann. Die Schaltvorrichtung an der Taste bewirkt ferner, daß, solange nicht gegeben wird, der Empfangsapparat eingeschaltet ist. Wird also die Taste nicht benutzt, so ist der Apparat ohne weiteres empfangsbereit.

Der Empfänger besteht aus Empfangsspule, Blockierungskondensator, Detektor und Telephon. Sein Empfangsbereich reicht von 200 bis 1200 m.

Als Kraftquelle wird eine leichte Gleichstromdynamo benutzt, die mit der Welle des Flugzeugmotors gekuppelt wird, ausrückbar und unter Übersetzung auf die für ihn notwendige Tourenzahl. Die Ausrückung geschieht vom Passagiersitz aus. Statt der Dynamo können auch Akkumulatoren oder Trockenelemente benutzt werden.

Auf dem gut isolierten Antennenrad ist der Antennendraht aufgespult. Die Vorrichtung wird in beliebiger Entfernung vom bedienenden Flugzeugpassagier angebracht und durch Kettenübertragung vom Passagiersitz aus angetrieben, und zwar unter hoher Übersetzung, damit es möglich ist, bei raschem Niedergehen den Draht schnell aufzuwickeln. Der Antennendraht wird durch ein auf Porzellanisolatoren befestigtes Isolierrohr bis an das Schwanzende des Flugzeuges geführt, wo er über eine Rolle abgelenkt. Zum schnellen Abläufen ist am Ende eine Metallkugel angebracht. Wie Versuche ergeben haben, stellt sich der Antennendraht

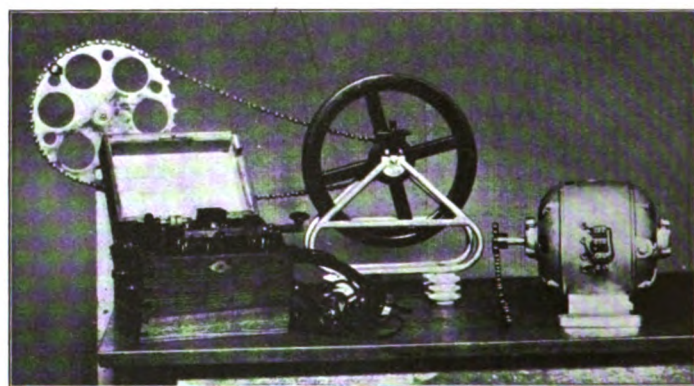


Fig. 8.

bei dieser Anordnung in der Luft ziemlich horizontal, hat aber auf die Wendigkeit des Flugzeuges nicht den geringsten Einfluß, selbst nicht bei Längen von 150 m; er bedeutet daher auch keine Gefahr für das Flugzeug. Der Flugzeugführer merkt gar nicht, ob die Antenne aus- oder eingekurbelt ist. Als Gegengewicht wird die ganze Flugmaschine mit Motor und Spanndrähten angeschlossen; dabei hat es sich als günstig herausgestellt, wenn das ganze Flugzeug mit einem Metallüberzug versehen war.

Das Gewicht der kompletten Station beträgt etwa 25 kg. Die Reichweite der Station beträgt 75 km.

Der größere Stationstyp (Fig. 9) besitzt bei einer Reichweite von 150 km ein Gewicht von 43 kg. Er besteht ebenfalls aus dem Sender und Empfänger, der Kraftquelle und dem Antennenrad. Letzteres ist dasselbe wie für den kleineren Typ.

Sender und Empfänger sind in ein Gestell eingebaut, das gerade in einen Lederkoffer von den Dimensionen $42 \times 37 \times 17$ cm paßt. Die Form ist schmal und hoch gehalten, so daß sie jederzeit auf einem Flugzeug bequem untergebracht werden kann. Auf der Deckplatte sieht man die einzelnen Teile: Funkenstrecke, Antennenampereometer, Taste, Schieber der Abstimmungsspule, Stöpselöcher für Telephon und Detektor. Die Taste ist drehbar eingerichtet, so daß in der Stellung auf Senden sämtliche Empfangsteile abgeschaltet und die Detektoren gesichert sind, in der Stellung auf Empfang andererseits der speisende Wechselstrom abgeschaltet und die Antenne an den Empfangsapparat gelegt ist. Der Sender arbeitet mit 1 bis 3 verschiedenen Wellenlängen.

Die Kraftquelle ist ein Wechselstromgenerator von 0,3 KW Leistung mit angebauter Gleichstrommaschine für Selbsterregung.

Bei den funkentelegraphischen Versuchen vom Flugzeug aus ist von besonderer Wichtigkeit die Anordnung des Gegengewichts zur Ausbalancierung des Luftdrahtes. Die Schwierigkeit, für Flugzeuge das elektrische Gegengewicht ohne große Gewichtsvermehrung zu schaffen, haben zu zahlreichen, zum Teil patentamtlich geschützten, Vorschlägen geführt, die in neuerer Zeit immer mehr darauf hinzielen, die organischen Teile des Flugzeuges, soweit sie leitend sind, heranzuziehen und nichtleitende Teile zu metallisieren.

So hat z. B. Professor R. A. Fessenden in Brant Rock eine besondere patentierte Vorrichtung zur funkentelegraphischen Verständigung von und nach Flugmaschinen angegeben, bei der die aus dünnem leitendem Material (Metallfolie) bestehenden Kapazitätsflächen so angeordnet sind, daß sie praktisch keinen Widerstand gegen die Bewegung des Luftfahrzeugs durch die Luft bilden. Zu diesem Zweck

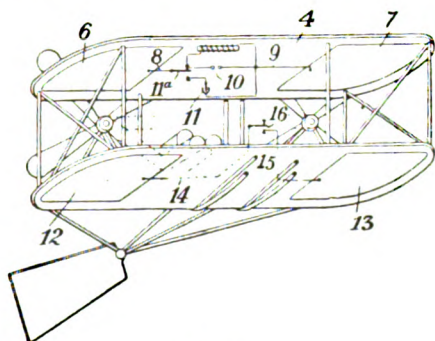


Fig. 10.

sind die Flächen (Fig. 10, Flächen 6 und 7) auf eine oder mehrere der annähernd wagerechten Flächen (4) des Flugzeugs geklebt. Die Teile 8, 9 und 10 bilden dabei den Sender, 11 ist der Empfänger, der durch den Schalter 11a nach Belieben eingeschaltet werden kann. Außerdem sind besondere Metalloberflächen (12, 13) vorgesehen, die durch die Leitungen 14 und 15 verbunden und durch den Schalter 16 in Wirkksamkeit versetzt werden können, um dadurch die ausgestrahlten Wellen nach besonderen Richtungen abblenden zu können.

Wasserflugzeuge und Wettbewerbe.

Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Heiligendamm. (Schluß.)

Der Goedecker-Eindecker ist, wie das Landflugzeug dieser Firma, aus Stahl gebaut, während die vorher beschriebenen Wasserflugzeuge aus Holz gebaut sind. Die Spannweite beträgt 15 m, und die Flügel sind über 2 m tief, so daß sich ein für einen Eindecker sehr großer Flächeninhalt von ca. 36 qm ergibt. Der Propeller ist ähnlich wie bei Dörner hinter den Tragflächen angeordnet und wird mittels Kette angetrieben, ebenso befinden sich die Sitze nebeneinander, der Motor mit Kühler vor den Sitzen, alles in dem Gleitboot untergebracht, auf welchem das Flugzeug schwimmt.

Zur Verhütung des seitlichen Kenterns sind zu beiden Seiten unter den Flügeln Hilfsschwimmer angebracht.

Das Wasserflugzeug von Dr. Hübner, das mit einiger Verspätung ebenfalls zum Start erschien und der Alk-Eindecker der Alk-Fluggesellschaft, geführt von Dünitz, kamen, da gänzlich unausprobiert, für den Wettbewerb nicht ernstlich in Betracht.

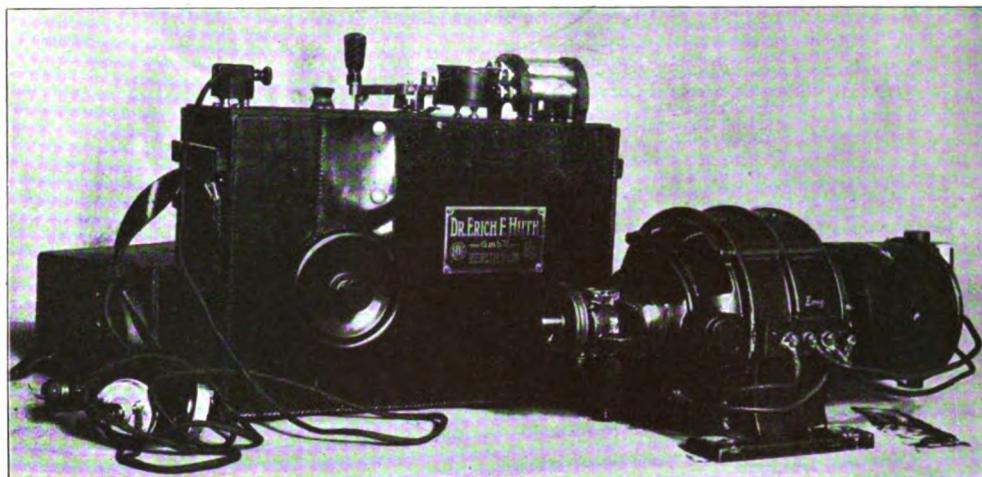


Fig. 9.

Die Veranstaltungen hatten nicht den erwarteten Erfolg, was auf mehrere Gründe zurückzuführen ist.

Erstens hat die deutsche Flugzeugindustrie erst vor kurzem den Bau von Wasserflugzeugen begonnen und Fabrikanten und Flugzeugführer hatten noch keine Erfahrungen mit Wasserflugzeugen. Hierzu kam, daß für eine erste Veranstaltung dieser Art in Deutschland die gestellten Bedingungen ziemlich schwierig waren. Die schwierigste Bedingung war die, daß die Flugzeuge sowohl vom Wasser, als auch vom Lande aufsteigen sollten. Es war daher, außer den Schwimmern, ein Anlaufgestell mit Rädern notwendig. Es zeigte sich nun, daß im Wasser dieses Anlaufgestell einen ganz bedeutenden Widerstand erzeugt. Daher war es den Flugzeugen nicht möglich, mit den Anlaufrollen vom Wasser aufzusteigen. In dieser Hinsicht hat keines der Flugzeuge die gestellten Bedingungen glatt erfüllt. Nach mehrfachem Umbau des Anlaufgestells gelang es Thelen und Büchner.

Zweitens trug das schlechte Wetter sehr viel dazu bei, daß der erste deutsche Wasserflugzeug-Wettbewerb nur einen geringen Erfolg zeigte. An den meisten Tagen war stürmische See, starker böiger Wind und sehr häufig auch Regen.

Auch der Flugplatz von Heiligendamm ließ manches zu wünschen übrig; der Platz war zu wenig geschützt, der Boden war stellenweise uneben, vor allen Dingen war die Größe des Flugplatzes etwas knapp bemessen. Da der Strand ziemlich steil zum Meere abfällt, war das Zuwasserbringen der Flugzeuge nicht ganz einfach. Es war zu dem Zwecke eine Rampe aus Bohlen angelegt worden, die aber zu kurz war und daher ebenfalls zu steil abfiel.

Die Marineverwaltung brachte der Veranstaltung das größte Interesse entgegen. Während der ganzen Dauer der Flugwoche war der Kreuzer »München« und ein Torpedoboot zur Verfügung gestellt worden, die Mannschaften halfen beim Zuwasserbringen und Herausziehen der Flugzeuge und waren auch sonst den Flugzeugführern behilflich. Die Marineoffiziere nahmen an der Sportleitung teil, ebenso gehörten mehrere Offiziere der Abnahmekommission an.

Die beste Leistung erzielte Bruno Büchner mit dem Aviatik-Doppeldecker der Allgemeinen Flugesellschaft. Büchner erfüllte die Forderungen der Vorprüfung, indem er sowohl vom Wasser, als auch vom Lande aufsteigen und landen konnte. Die Prüfung für den Hauptwettbewerb mißlang ihm leider, weil der Motor unregelmäßig lief.

Auch Thelen konnte die Bedingungen der Vorprüfung erfüllen, aber erst nachdem sein Albatros-Doppeldecker mehrfach umgebaut worden war und zwar, indem ein aufklappbares Fahrgestell eingebaut wurde.

Von Gorrissen auf Ago-Doppeldecker konnte die Bedingungen der Vorprüfung nicht erfüllen, obwohl es ihm mehrfach gelang, vom Wasser aufzusteigen.

Die anderen Flugzeuge, wie der Goedecker-Eindecker, welchen de Vaal führte und der Eindecker von Dr. Hübner, den Senge führte, kamen überhaupt nicht zum Fluge. Beim Goedecker-Eindecker wurde der Schwimmer leck und der Eindecker von Dr. Hübner erreichte auf dem Wasser nicht die notwendige Anlaufgeschwindigkeit, weil der Widerstand im Wasser zu groß war.

Auch der Alk-Eindecker der Alk-Fluggesellschaft, geführt von Dünitz, konnte nicht aufsteigen. Bei einem der Versuche brachte der Wind das Flugzeug zum Kentern; das Flugzeug konnte jedoch durch den Kreuzer »München« geborgen werden.

Wenn auch die gestellten Bedingungen von keinem der Teilnehmer voll erfüllt wurden, so kamen doch, um die Teilnehmer

für die Unkosten und Mühen einigermaßen zu entschädigen, Trostpreise zur Verteilung, und zwar erhielten:

Allgemeine Fluggesellschaft-Berlin
(Aviatik-Doppeldecker, Führer Bruno Büchner) M. 7000.
Albatros-Werke-Johannisthal (Albatros-Doppeldecker, Führer Thelen) M. 6000.
Ago-Fluggesellschaft (Ago-Doppeldecker, Führer von Gorissen) M. 4000.
Richard Schröder-Mainz (Goedecker-Eindecker, Führer de Vaal) M. 3000.
Dr. Hübner (Hübner-Eindecker, Führer Senge) 3000 M.
Alk-Fluggesellschaft (Alk-Eindecker, Führer Dünitz) M. 3000.

Büchner erhielt außerdem einen von einem Kurgast gestifteten Ehrenpreis für die beste Leistung während des Wettbewerbs.

Wenn man den ersten deutschen Wasserflugzeugwettbewerb demnach auch nicht als »Erfolg« bezeichnen kann, so ist damit doch ein Anfang gemacht worden. Die deutschen Flugzeugfabriken sind auf dem besten Wege, brauchbare Wasserflugzeuge herauszubringen, und die nächsten Veranstaltungen dürften weit bessere Resultate zeitigen, die sich mit denen des Auslandes wohl werden messen können.

Die Erfahrungen von Heiligendamm werden beim Bau der neuen Wasserflugzeuge berücksichtigt werden, vor allem aber werden in Zukunft die Teilnehmer mit ausgetesteten Maschinen an den Start gehen, nicht mit unausgetesteten neuen Konstruktionen, wie dies zum großen Teil in Heiligendamm der Fall war. Von den dort gestarteten Flugzeugen waren vorher nur die Albatros- und Aviatik-Zweidecker probiert worden. Letzterer auf dem Bodensee, der bei seiner Größe für die Versuche mit Wasserflugzeugen besonders geeignet ist. An seinen Ufern in Friedrichshafen ist ja auch vor kurzem die Flugzeugwerft der »Flugzeugbau Friedrichshafen G. m. b. H.« unter Leitung von Oberingenieur Kober gegründet worden, die sich zunächst ausschließlich dem Bau von Wasserflugzeugen widmet.

Wenn man für die Weiterentwicklung der Wasserflugzeuge in Deutschland aus dem Wettbewerb in Heiligendamm eine Lehre ziehen will, so ist es die, daß die Marinebehörde mit den Konstrukteuren Hand in Hand arbeitet, denn als Besteller für Wasserflugzeuge kommt wohl zunächst nur die Marine in Betracht.

Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Saint Malo.

(Mit Tafel XIII.)

Der vom »Automobil-Klub de France« unter dem Protektorat des Marineministers in der Bucht von Saint Malo vom 24. bis 26. August veranstaltete Wettbewerb der Wasserflugzeuge war die bedeutendste Veranstaltung in dieser Art in Frankreich.

Es starteten zwölf Flugzeuge, und zwar sieben Zweidecker (Astra, Donnet Leveque, M. Farman, je zwei Paulhan-Curtiß und Sanchez-Besa) und fünf Eindecker (Borel, Deperdussin, Nieuport, Rep, Train, Astra).

Alle zwölf Bewerber erschienen schon am 23. August auf dem Flugplatz, prüften die Motoren und absolvierten Probeflüge.

Am 24. August hatten die Bewerber zweimal die Strecke von Saint Servan zum Leuchtturm von Grand Jean und zurück (22,5 km) zu durchfliegen. Die kürzeste Flugzeit war maßgebend, wobei für einen Passagier 10'60, für zwei 11'60, für drei 12'60 der Flugzeit in Abrechnung gebracht wurde. Es gelang fünf Flugzeugen, den Flug regelrecht auszuführen. Nachstehend die Ergebnisse:

1. Molla auf Rep-Eindecker in 13 Min. 37 $\frac{2}{5}$ Sek.
2. Busson auf Deperdussin-Eindecker mit Passagier in 15 Min. 46 $\frac{2}{5}$ Sek.
3. Labouret auf Astra-Zweidecker, mit einem Passagier in 17 Min. 57 $\frac{4}{5}$ Sek.
4. Renaux auf M. Farman-Zweidecker mit zwei Passagieren in 23 Min. 21 Sek.
5. Benoist auf Sanchez-Besa-Zweidecker mit Passagier in 18 Min. 55 Sek.

Weyman (Nieuport-Eindecker), Mesguich (Paulhan-Curtiß-Zweidecker) und Augère (Sanchez-Besa-Zweidecker) konnten den Flug nicht beenden.

Am 25. August, dem zweiten Flugtage, starteten sieben Flugzeuge für den Flug zum Leuchtturm von Rochebonne, dann zum Semaphore von Decollé und zurück zum Start (22,5 km).

Es waren dies:

1. Benoist (Sanchez-Besa) mit drei Passagieren in 20 Min. 33 Sek.
2. Labouret (Astra) mit zwei Passagieren in 16 Min. 33 $\frac{3}{5}$ Sek.
3. Molla (Rep) mit Passagier in 14 Min. 59 $\frac{2}{5}$ Sek.

Renaux, Mesguich und Weyman beendeten den Flug nicht.

Am letzten Tage, den 26. August, fand der Flug von Saint Malo über die Chausey-Inseln nach der Insel Jersey und zurück (145 km) statt. In der Bucht von Saint Aubin auf Jersey war ein Aufenthalt von 30 Minuten vorgeschrieben. Um 8 Uhr früh starteten kurz nacheinander: Benoist, Molla, Renaux, Labouret und Weyman. Renaux wurde infolge Motordefektes vor den Chausey-Inseln zu einer Notlandung gezwungen und gab auf. Benoist erreichte den Wendepunkt als Erster vor Labouret, Molla und Weyman. Obwohl sich das Wetter inzwischen verschlechtert hatte, wurde doch von allen der Rückflug angetreten. Labouret, der als Erster abgeflogen, wurde vor dem Ziele von Weyman überholt.

1. Weyman (Nieuport-Eindecker) mit Passagier in 1 Std. 40 Min. 24 Sek.
 2. Labouret (Astra-Zweidecker) in 2 Std. 11 Min. 46 Sek.
 3. Benoist (Sanchez-Besa-Zweidecker) mit zwei Passagieren in 2 Std. 49 Min. 14 Sek.
 4. Molla (Rep-Eindecker) 2 Std. 53 Min. 30 Sek.
- Das Gesamtergebnis war wie folgt:
1. Labouret (Astra-Zweidecker) mit 9 Punkten gewann 15 000 Frs und den Preis des Marineministers.
 2. Benoist (Sanchez-Besa-Zweidecker) mit 14 Punkten gewann Frs. 10 000 und die Medaille des Marineministers.
 3. Molla (Rep-Eindecker) mit 16 Punkten gewann Frs. 6000.
 4. Renaux (M. Farman-Zweidecker) mit 21 Punkten gewann Frs. 4000.
 5. Weyman (Nieuport-Eindecker) mit 25 Punkten gewann Frs. 2000.
 6. Mesguich (Paulhan-Curtiss-Zweidecker) mit 36 Punkten gewann Frs. 666.

Den Preis von Frs. 3000 für den schnellsten Flug von Saint Malo nach der Insel Jersey erhielt Weyman mit 48 Min. Flugdauer (hin und zurück inkl. Zwischenlandung 1 Std. 40 $\frac{1}{2}$ Min.).

Diese Veranstaltung war ein voller Erfolg für alle Beteiligten und bewies, daß die Wasserflugzeuge den Landflugzeugen schon heute nur wenig nachstehen.

Der Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Tamise.

Der belgische Aeroklub veranstaltete vom 7.—16. September den ersten Wettbewerb für Wasserflugzeuge in Belgien. Die Beteiligung war sehr gut, ebenso die erreichten Leistungen. 15 Flugzeuge nahmen teil, davon 12 aus Frankreich.

Eindecker.

Führer	Flugzeug	Spannweite m	Länge m	Höhe m	Gewicht kg	Motor
Weymann . .	Nieuport	12,18	10,00	3,00	350	Gnome 100 PS
Gobé	Nieuport	12,18	10,00	3,00	350	Gnome 100 PS
Train	Astra-Train	12,94	8,44	3,20	325	Gnome 80 PS
Molla	Esnault-Pelterie	11,60	7,50	2,80	400	Rep 80 PS
Busson	Leon de Broeckere	11,00	6,00	3,20	490	Gnome 100 PS
Geo Chemet .	Borel	11,30	9,55	2,95	350	Gnome 80 PS

Zweidecker.

Barra	Paulhan-Curtiß	11,30	8,30	3,80	430	Curtiß V. 8zvl. 85 PS
Mollien	Paulhan-Curtiß	11,30	8,30	3,80	430	Curtiß 75 PS
Lanser	Lanser	14,50	10,25	2,30	400	Gnome 70 PS
Verschaeve . .	Jero	16,00	13,00	3,50	400	Gnome 70 PS
Renaux	M. Farman	20,00	14,00	4,50	750	Renault 70 PS
Jean Benoist .	Sanchez-Besa	17,00	12,00	—	700	Renault 100 PS
—	Sanchez-Besa	17,00	12,00	—	700	Renault 70 PS
Beaumont . . .	Donnet-Levéque	10,50	9,50	3,00	600	Gnome 80 PS
Bruno Büchner	Aviatik	19,00	11,25	2,30	—	Argus 100 PS

förmig
 Turbel,
 1, Th.
 1930.
 er am
 olben-
 Marius
 l.-Ing.
 77.
 uftma-
 e mit
 sind.
 Berlin

rag -
 Trag-
 tehen,

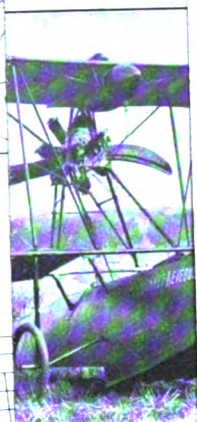
enden
 assen,
 durch

che
 idung
 n der

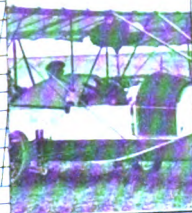
ilden,
 atten



g. 14.



g. 15.



g. 16.

ssdenkverbindung ur
 Va am Wasserzweide
 Gelenkbolzen, g L
 ss mit Mutter m zum

eifen

einer
 fest
 ende
 iden
 seits
 ßten
 atte
 eil c'
 befe-
 Ver-
 el g',

für die Un-
preise zur

A l

(

A l

l

A l

.

R

Führer d

Dr

A

B ü c
stifteten
bewerbs.

Wen
bewerb
so ist das
zeugfabri
flugzeuge
dürften
Auslande

Die
neuen
werden in
an den
tionen,
Von der
b a t r o
auf dem
flugzeug
r i c h s l
»F l u g
von Ob
ausschlie

We
Deutsch
Lehre zi
Konstru
Wasserf

Wettl

Der
des Ma
26. Au
war die
reich.

Es
(Astra,
Sanche
Rep, T

All
Flugpla

An
Saint S
zu durc
einen I
in Abr
Flug re

1.

2.

3.

4.

5.

W
h a n -
Zweide
A
zeuge
Semap
E

1.

2.

3.

R

Flug r

Die Prüfungen waren: Gesamtflugdauer, schnellster Start mit dem Strom und gegen den Strom, längste Flugdauer und Schwimmfähigkeit.

Nachstehend die Resultate dieses Wettbewerbs, der für alle Beteiligten ein sehr gutes Ergebnis brachte. Hervorzuheben ist das überraschend gute Abschneiden der Eindecker, namentlich des Borel. Dieses Flugzeug brauchte den kürzesten Anlauf, ca. 50—80 m. Bemerkenswert ist die Anordnung des hinteren Schwimmers, der sich mit dem Seitensteuer dreht und so zum Steuern auf dem Wasser dient.

1. Chemet (Borel - Eindecker, Gnome-Motor) 166 Punkte.
2. Jean Benoist (Sanchez Besa - Zweidecker, Motor Renault) 161 Punkte.
3. Renaux (M. Farman - Zweidecker, Motor Renault) 154 Punkte.
4. Beaumont (Donnet - Levêque - Eindecker, Motor Gnome) 138 Punkte.
5. Molla (Rep - Eindecker, Motor Gnome) 82 Punkte.
6. Weyman, 50 Punkte.
7. Barra, 44 Punkte.
8. Lanser, 42 Punkte.
9. Train, 30 Punkte.

Beaumont gewann außerdem den Pokal des Königs von Belgien, einen internationalen Wanderpreis, den endgültig derjenige Flieger gewinnt, der während zwei hintereinander folgenden Jahren Sieger im Nationalen Rundflug oder ähnlichen Veranstaltungen sein wird, im vorliegenden Fall derjenige, der die größte Zahl von Punkten in dem Wettbewerb der Gesamtdauer hat.

Chemet, Erster in der Gesamtleistung, gewann den Pokal des Ministers der Kolonien.

Zu bemerken ist noch, daß Renaux stets an der Spitze der Hauptleistungen gestanden hat, und nur durch das Hinzufügen der »Vollkommenheitspunkte« für die Flugzeugkonstruktion an dritte Stelle versetzt wurde. Renaux und Benoist haben die größte Entfernung (300 km) zurückgelegt. Renaux hat den ganzen Weg ohne Unterbrechung geflogen. Benoist hat nach 250 km infolge einer heftigen Übelkeit, hervorgerufen durch die Stöße infolge des böigen Windes, eine Zwischenlandung ausgeführt. Beide hatten in ihren Flugzeugen (M. Farman und Sanchez Besa) Renault-Motoren, der erste von 70 PS, der zweite von 100 PS. Dieser Wettbewerb war gleichzeitig ein Kampf zwischen den beiden führenden französischen Motorenfabriken Gnome und Renault.

Flugschau.

Im Anschluß an vorstehenden Wettbewerb flog Weyman am 16. September von Tamise über Vlissingen, wo er Benzin aufnahm, Ostende, Dünkirchen, Calais, Boulogne sur Mer, wo er das zweite Mal Benzin aufnahm, Dieppe, Rouen nach Paris. Die Entfernung beträgt ca. 650 km und ist eine Rekordleistung für Wasserflugzeuge.

Einen neuen Höhenrekord stellte am 18. September Legagneux auf Morane-Eindecker mit 80 PS Gnome-Motor auf, indem er 5700 m Höhe erreichte. Der Aufstieg dauerte 45 Min. Legagneux atmete von 4800 m an Sauerstoff.

Neuer Weltrekord für Dauer und Strecke. Fourny flog am 11. September auf einem M. Farman-Zweidecker mit Renault-Motor 13 Std. 17 Min. ohne Unterbrechung. Das Flugzeug wog, da ca. 500 kg Benzin und Öl eingefüllt waren, über 1100 kg. Die zurückgelegte Strecke beträgt 1010,8 km.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

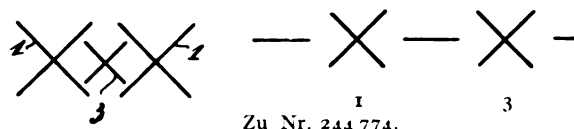
- 77h. H. 51 884. Fallschirmvorrichtung für Flugzeuge. Carl Herdler, Grampcke b. Bremen, Geestkamp 7. A 21. 9. 10. E 5. 11. 12.
- 77h. D. 23 447. Schaufelrad für Luftfahrzeuge, Wasserfahrzeuge oder Ventilatoren. Oskar Deprez und Armand Richir, Brüssel; Vertr.: Dipl.-Ing. Dr. D. Landenberger, Pat.-Anw., Berlin SW. 61. A 3. 6. 10. E 9. 11. 12.
- 77h. W. 33 595. Flugzeug mit gelenkig an dem Fahrgestell angebrachtem Tragflächenrahmen. John Washington Wilson, Boston; Vertr.: Ed. Breslauer, Pat.-Anw., Leipzig. A 21. 12. 09. E 9. 11. 12.
- 77h. W. 36 097. Flugzeug mit zusammenlegbaren, übereinander hängenden Fallschirmen. Jean Francis Webb sr., New York; Vertr.: Dr. W. Haußknecht und V. Fels, Pat.-Anwälte, Berlin W. 57. A 21. 11. 10. E 9. 11. 12.
- 77h. K. 47 550. Ruderflügel für Flugzeuge. Hermann Katsch, Berlin, Bambergerstr. 45. A 12. 11. 10. E 10. 11. 12.

Patent-Erteilungen.

- 46c. 251 507. Verbrennungskraftmaschine mit strahlenförmig angeordneten umlaufenden Zylindern und feststehender Kurbel. Harry Ralph Ricardo, London; Vertr.: H. Springmann, Th. Stort und E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 9. 11. 10. R. 31 930.
- 46c. 252 095. Vorrichtung zur Befestigung der Zylinder am Kurbelgehäuse von Explosionskraftmaschinen und anderen Kolbenmaschinen. Emile Jean Jules Salmon, Georges Henri Marius Canton und Georges Pierre Unné, Paris; Vertr.: Dipl.-Ing. A. Trautmann, Pat.-Anw., Berlin SW. 11. 5. 5. 11. S. 34 977.
- 46c. 252 314. Umlaufschmierung für Verbrennungskraftmaschinen mit kreisenden einfachwirkenden Zylindern, welche mit ihrem Verbrennungsraum der Maschinenachse zugekehrt sind. Enrique Juan Conill, Paris; Vertr.: A. Elliot, Pat.-Anw., Berlin SW. 48. 25. 1. 11. C. 20 803.

Auszüge aus den Patentschriften.

244 774. Flugzeug mit sich kreuzenden Tragflächen. Hans Mathy in Berlin. Die sich kreuzenden Tragflächen, die aus mindestens zwei Flächenkreuzen 1,3 bestehen,

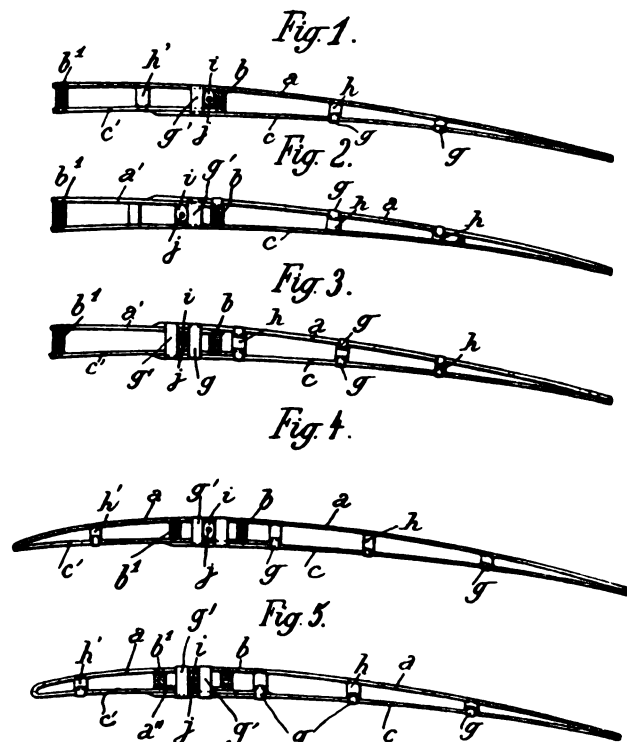


Zu Nr. 244 774.

sind so nebeneinander angeordnet, daß ihre gegeneinanderlaufenden Flächen sich wiederum kreuzen und dabei einen Spalt freilassen, um ein schnelleres Abfluten der Luftströme zu erreichen, wodurch die Stabilität des Flugzeuges erhöht werden soll.

245 122. Trag-, Steuer- und Flügelfläche für Flugzeuge. Paul Zens in Paris. Durch Verwendung von deformierbaren Rippen werden beliebige Formänderungen der über die Rippen gespannten Stofffläche bewirkt.

Die äußeren Enden der Latten, welche die Rippen bilden, sind miteinander fest verbunden. Je eine Latte oder beide Latten



Zu Nr. 245 122.

einer Rippe sind unterteilt, wobei sich die Lattenteile übergreifen und gegeneinander verschoben werden können.

Bei der Querrippe nach der Fig. 1 besteht die Rippe aus einer oberen Latte a, welche an zwei Stellen mit Klötzen b und b' fest verbunden ist, und einer zweiten Latte, die in zwei sich übergreifende Teile c und c' unterteilt ist, deren zweiter Teil ebenfalls mit den beiden Klötzen b und b' verbunden ist. Der erste Teil c dagegen ist einerseits an demjenigen Ende, welches dem durch den Teil c' nicht beeinflussten Ende der Latte a entspricht, mit dem entsprechenden Ende der Latte a und andererseits mit dieser Latte, soweit sich nicht der andere Teil c' erstreckt, durch eine Anzahl von Bügeln g, die an der Latte a befestigt sind und den Teil c einfach umgreifen, verbunden. Zur Verbindung der Latte a mit dem Lattenteil c dienen mehrere Bügel g',

welche an dem von dem zweiten Teil c' überdeckten Stück der Latte c befestigt sind und die Latte a einfach übergreifen. Zwischenstücke h können noch zur Versteifung des unbeweglichen, einen Rahmen bildenden Teiles a , b^1 , c' , b der Rippe vorgesehen sein. Als Mittel zur Deformation der so gebildeten Rippe dient eine Daumenscheibe i , welche auf einer Achse j sitzt, deren von der Seite her eingeleiteten Drehbewegung ein Ausschwingen der Daumenscheibe i gegen den oder einen der Bügel g' hervorruft.

Wenn man durch Drehung der Achse j die Daumenscheibe i gegen den Bügel g' ausschwingen läßt, wird der Lattenteil c durch letzteren mitgenommen, so daß derjenige Teil der Latte a , welcher mit dem Teil c' nicht in starrer Verbindung steht, eine stärkere Wölbung erfährt; der Abstand der beiden Latten wird konstant

Fig. 6

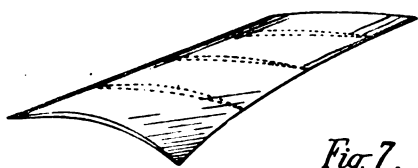


Fig. 7.

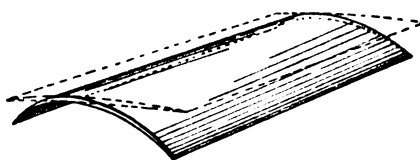


Fig. 8.

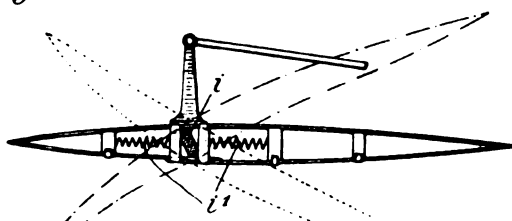
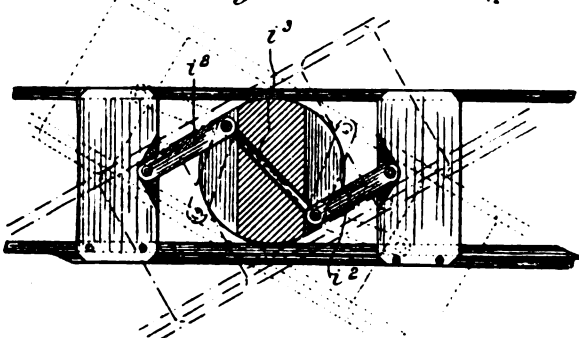


Fig. 9.



Zu Nr. 245 122.

oder nahezu konstant gehalten durch die kombinierte Wirkung der Bügel g und der Zwischenstücke h .

Das Ausführungsbeispiel nach Fig. 2 unterscheidet sich von demjenigen nach Fig. 1 dadurch, daß nicht die untere, sondern die obere Latte in zwei Teile a und a' unterteilt ist.

Bei dem Ausführungsbeispiel nach Fig. 3 ist sowohl die obere wie die untere Latte in Teile a , a' bzw. c , c' unterteilt; die Daumenscheibe i ist hierbei derart ausgebildet, bzw. angeordnet, daß sie, gleichgültig in welcher Richtung ihre Drehung erfolgt, auf die beiden Teile c und a in entgegengesetzter Richtung einwirkt; die beiden letzteren sind nicht starr mit dem feststehenden Balkenrahmen a' , b^1 , c' , b verbunden.

Das Ausführungsbeispiel nach Fig. 4 beruht auf dem Grundprinzip der Anordnung nach Fig. 1 und unterscheidet sich von dieser durch eine solche Ausbildung der die Rippe bildenden Latten, daß die Deformation sich nicht nur je auf einen Rippenteil, wie bei den oben besprochenen Ausführungsbeispielen, erstreckt, sondern je auf die ganze Rippe; demgemäß sind die Verbindungsbalken b und b^1 in die Nähe der Daumenscheibe i verschoben.

Diese zuletzt beschriebene Ausführungsform der Rippe hat den Nachteil, daß der oben erwähnte feststehende Rahmen a , b , b^1 nicht vollständig ist. Diesem Übelstande hilft aber die in Fig. 5 dargestellte Ausführungsform ab, die sich von der Rippe nach Fig. 4 dadurch unterscheidet, daß der erwähnte feststehende Rahmen hier durch eine die Balken b , b^1 verbindende Latte a'' vervollständigt

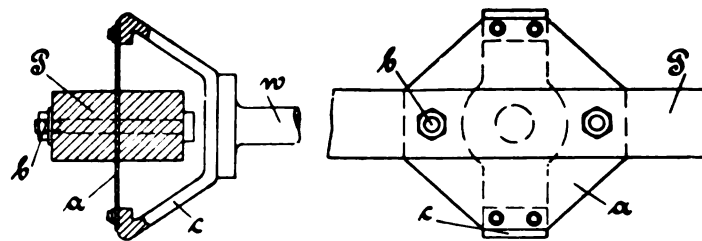
ist. Zum Zwecke der Verwindung genügt es, bei verwindbaren Flächen eine bestimmte Anzahl von Rippen der besprochenen Ausführungsformen anzuwenden, dieselben in geeigneter Weise längs eines oder mehrerer Holme zu verteilen und den Rippen die entsprechende Krümmung zu geben. Die Daumenscheiben, deren Daumen zweckmäßig gegeneinander versetzt sind, werden auf einer gemeinsamen drehbaren Steuerwelle aufgekeilt. Zwecks Verwindung einer derart ausgebildeten Fläche erteilt man der Welle eine Drehbewegung. Handelt es sich dagegen um Flächen mit veränderlichem wirksamen Querschnitt (Höhensteuer), so werden die Daumenscheiben nicht gegeneinander versetzt auf die gemeinsame Welle aufgekeilt, da sämtliche Rippen der betreffenden Fläche in gleicher Weise zu beeinflussen sind.

Die gewünschten Wirkungen können auch durch Drehung des durch die starren Rahmen gebildeten Teiles der Fläche selbst um ihre Drehachse erreicht werden; in diesem Falle wird die Tragachse starr mit dem Körper des Flugzeuges verbunden.

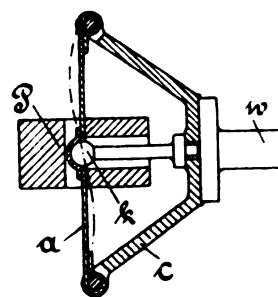
Sobald die Ausgleichfläche nach der einen oder anderen Richtung eine Schrägstellung erfährt (vgl. die gestrichelten Stellungen in Fig. 8), so erfolgt eine Wölbung der Flächen in entgegengesetzten Richtungen.

Für jede der einzustellenden Rippen ist ein Daumen i vorgesehen, zweckmäßig in Verbindung mit einem Federsystem i^1 , um den Ausgleichkörper nach jeder Betätigung selbsttätig wieder in die Normallage zurückzubringen. Statt des Daumens i kann auch eine Kurvennut Verwendung finden, oder auch besonders vorteilhaft die Ausführungsform nach der Fig. 9, bei welcher für jede der einzelnen Rippen ein Paar Lenkerstangen i^2 vorgesehen ist, die einerseits an den zu bewegenden Elementen und andererseits, beispielsweise unter Einschaltung einer Verbindungsstange i^3 , an der Welle bzw. an einem derselben entsprechenden Antriebsselement angreifen.

247 395. Propellerbefestigung nach Patent 224 053. Dr. Ing. Hans Reißner in Aachen. Der Zweck dieser Anordnung besteht darin, daß das Eigengewicht des Propellers ohne Feder aufgenommen wird und die Federung nur bei Winkeländerungen des Propellers gegen die Welle eintritt. Wäre die Federung z. B. durch eine lange elastische Welle erreicht, so würde der Schwerpunkt sinken und der Propeller bei der Rotation schleudern. Allerdings wäre eine gewisse Exzentrizität des Schwerpunktes außerhalb der Federungsebene erlaubt, die in ähnlicher Weise wie in der



Zu Nr. 247 395.



Theorie der Lavalschen Wellen von der Federstärke und der Tourenzahl abhänge.

Das Federblech a kann so stark sein, daß es den Schub und das Drehmoment zwischen Propeller und Bügel überträgt. Um eine weichere Federung zu erzielen, könnte man es jedoch auch dünner bemessen, wenn man z. B. den Schub am Mittelpunkt des Bleches in einer die Federung nicht hindernden Weise, etwa durch einen achsialen dünnen Stab mit kugelig gelenkigem Kopf k (Fig. 3) oder in sonstiger geeigneter Weise, direkt auf den Bügel oder Wellenflansch überträgt.

Um eine weichere Federung zu erzielen, kann man ferner das Blech a am Bügel c gelenkig auflagern, wie in Fig. 3 gezeigt, wo auch die eintretende Biegung des Bleches durch eine gestrichelte Linie angedeutet ist.

Die federnde Verbindung kann auch auf andere Weise erreicht werden, z. B. auch, indem das federnde Stahlblech a durch eine steife Traverse ersetzt wird und diese Traverse durch Spiralfedern oder Gummiklötze gegen den Bügel c befestigt wird.

Berichtigung. Zum Bericht über den Flug »Rund um Berlin« in Heft 17 teilt die »Flugmaschine Wright G. m. b. H.« mit, daß Hartmann nicht einen Trostpreis, sondern, da er den Flug in der vorgeschriebenen Zeit beendete, den 5. Preis erhielt.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN
DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

DR.-ING. H. FÖTTINGER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

DR. FRITZ HUTH
GEH. REG.-RAT E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN
DR.-ING. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHPERSONEN

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

12. Oktober 1912.

Heft 19.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOETE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Über die physikalischen Grundlagen der Turbinen- und Propellerwirkung.
Von Prof. Dr.-Ing. H. Föttinger, Danzig-Zoppot. (Fortsetzung.) S. 245.
Anlaufweg. Von Georg König, Berlin. S. 247.
Bestimmung des Vorhaltwinkels beim Abwerfen von Bomben aus Flugzeugen.
Von Hans Boykow, k. u. k. Fregattenleutnant a. D. S. 248.

Apparat zum Messen der in den Drähten eines Flugapparates auftretenden Spannungen. Von Dipl.-Ing. Wittmaack, Zehlendorf. S. 250.
Wasserflugzeuge und Wettbewerbe. (Nachtrag.) Von Ing. A. Vorreiter. S. 253.
Französische Militärflugzeuge. Von Ing. A. Vorreiter. S. 253.
Flugschau. S. 255. — Patentschau. S. 255. — Bücher-Besprechungen. S. 256.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Turbinen- und Propellerwirkung.

Von Prof. Dr.-Ing. H. Föttinger, Danzig-Zoppot. (Fortsetzung.)

IV.

Die physikalische Begründung dieser Erscheinungen, insbesondere auch der notwendigen »Übertreibung« des Eintrittswinkels wird uns klar, wenn wir die Stromrichtung umkehren und uns vorstellen, die Schaufelreihe solle eine von unten kommende, in den Kanälen schräg nach rechts oben gerichtete Strömung in die Vertikalrichtung umlenken. Da die mittleren Fäden durch die Schaufeln weit weniger beeinflusst werden als die unmittelbar anliegenden und in merklich schräger Richtung nach rechts oben entweichen, so kann eine im Mittel vertikale Abströmung durch eine endliche Anzahl Schaufeln nur erzielt werden, wenn den anliegenden, stark ablenkbaren Fäden ein entgegengesetzter Impuls nach links erteilt wird. Das bei diesem Strömungssinn zum Austrittsende gewordene dicke Schaufelende (oben) muß sonach »übertreiben«, und zwar um so mehr, je größer die Teilung gegenüber der Bogenlänge der Schaufel und dem mittleren Krümmungsradius ist. Bei unendlich kleiner Schaufelteilung oder unendlich langem Führungsende ist eine Übertreibung nicht nötig; Verschiedenheiten der Geschwindigkeitsrichtung und -Größe sind über den einzelnen Kanalquerschnitt hin alsdann oben nicht mehr vorhanden.¹⁾

¹⁾ Nach dem Erscheinen des vorstehenden Vortrages in dem Sitzungsbericht der vorjährigen Flugwissenschaftlichen Versammlung (Göttingen, November 1911) erschien eine wertvolle Abhandlung von Blasius in der »Zeitschr. f. Math. u. Physik« 1912, Heft 4, der auf analytischem Wege an einigen speziellen Schaufel-

Kehren wir zu unserer gewöhnlichen Strömungsrichtung, von oben nach unten, zurück, so erkennen wir aus Fig. 2 u. 3, daß in dem (auch physikalisch realisierbaren) Fall der gewöhnlichen Potentialströmung eine resultierende Ablenkung des Wassers im Sinne der Schaufelaustrittsenden nicht erreicht wird; denn auch noch bei der oben übergekrümmten Schaufel der Fig. 3 bleibt die hyperbelähnliche Verzweigungslinie am Austritt (unten) und mit ihr die Rückkehr der Strömung in die vertikale Abflußrichtung erhalten.

Das Resultat der bisherigen Betrachtungen ist sonach, daß die stetige Strömung mit einwertigem Geschwindigkeitspotential auch bei unendlicher Schaufelzahl keine dauernde Ablenkung, daher auch keine Impulsübertragung, keine »Reaktion« zu erzeugen vermag. Die Flüssigkeit weicht gewissermaßen aus und sucht den breitesten, mit geringster kinetischer Energie verbundenen Weg nach dem Unendlichen.

V.

Ein ganz anderes Bild geben nun die folgenden Überlegungen: Wir deformieren Fig. 2 weiter, indem wir die Schaufeln einander näherrücken und auch noch ihren Austrittsrand so umbiegen, daß die dortigen Singularitäten verschwinden und eine Ablösungs- und wirbelfreie Rückführung der Strömung in die vertikale Richtung erfolgt (Fig. 4). Wir brauchen z. B. nur die Austrittsenden (unten) kongruent mit den Eintrittsenden auszubilden.

formen dasselbe Resultat erwies. Dr. Blasius gab auch in der Diskussion zu unserem Göttinger Vortrag einige bezügl. Ziffern.

Dabei denken wir uns zunächst die oberen und unteren (stark gezeichneten) Schaufelteile durch je eine dünne Wand S-förmig zusammenhängend. Je länger dieser mittlere

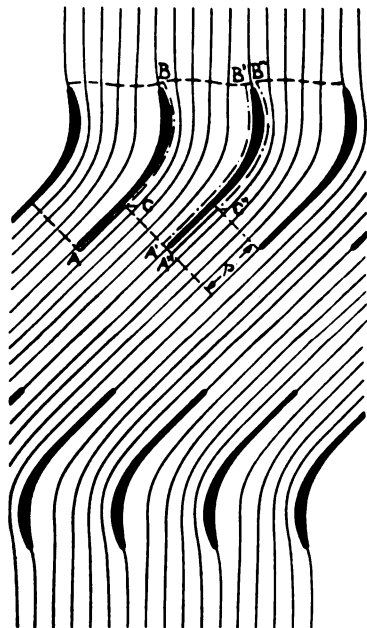


Fig. 4.

Teil ist, um so genauer sind die Fäden dort parallel, die Geschwindigkeiten und Pressungen dort gleich. Man könnte daher, ohne die Strömung irgendwie zu verändern, die Mittelwände anbohren, ja ganz wegnehmen, strenggenommen allerdings nur bei unendlichem Mittelteil.

Nun denken wir uns die unteren Schaufelhälften in Richtung des Mittelteils immer weiter, bis ins Unendliche abgerückt. Die Strömung in den oberen Schaufelteilen ist nun von besonderer Art: oberhalb derselben eine Parallelströmung mit einwertigem Potential und stetigem Druck, Geschwindigkeitspotential und Geschwindigkeit. Im Mittelteil sind Druck und Geschwindigkeit nicht nur stetig, sondern sogar überall gleich, dagegen zeigt das Geschwindigkeitspotential jedesmal einen Sprung vom Betrage $s \cdot c$, wenn man von einer Seite der physikalisch existierenden oder nur gedachten mittleren Trennungswand zur anderen geht, also etwa von A' nach A'' . (s siehe Fig. 4; c = Geschwindigkeit bei s .)

Denn wenn $BB'B''$ und CA' je Äquipotentiallinien sind, so ist der Potentialunterschied $\int c \cdot ds$ von B bis C ebenso groß wie der von B' bis A' und, wegen der Kongruenz aller Kanäle, wie der von B'' bis C'' . Daher hat A' denselben Potentialwert wie C und C'' . Bildet man das Linienintegral $\int c \cdot ds$ um eine Schaufel herum auf dem geschlossenen Wege $A'B'B''C''A''A'$, so heben sich die Beiträge von A' bis B' und von B'' bis C'' gegenseitig auf, die von A'' bis A' und B' bis B'' sind Null; dagegen liefert die Strecke $C''A''$ den Wert $s \cdot c$ als Gesamtbetrag der »Zirkulation« $\int c \cdot ds$ um jede einzelne Schaufel, was zu beweisen war.

Wir haben es also mit zyklischen Potentialen zu tun, mit Superposition einer zyklischen Bewegung über eine gewöhnliche Potentialströmung, wodurch die oben genannten Sprünge im Potentialwert entstehen. Unsere Betrachtung zeigt, welche Partien die Zirkulation liefern, wo daher deren Sitz zu suchen ist, nämlich in den Strecken, um welche sich die einzelnen Kanäle verlegen, wenn man sie sich aus einem ursprünglich

geraden vertikalen Kanal durch stetiges Biegen der Schaufeln entstanden denkt.¹⁾

VI.

Bekanntlich erfährt irgendein Zylinder von der Länge l , der in einer ebenen Strömung von der ungestörten Geschwindigkeit v_0 steht, senkrecht zu deren Richtung eine Seitenkraft (Auftrieb beim Aeroplan) vom Betrage $R = \mu \cdot v_0 \cdot l \cdot \int c \cdot ds$, wenn μ die spezifische Masse, $\int c \cdot ds$ die Zirkulation um den Zylinder ist. Es ist nun interessant, daß auf sehr einfache Weise für unsere Schaufeln nachgewiesen werden kann, daß dieser Ausdruck $R = \mu \cdot v_0 \cdot l \cdot \int c \cdot ds$ in die »Reaktion« übergeführt werden kann, die der Reaktions- oder Impulssatz liefert. (Vgl. Fig. 5.)

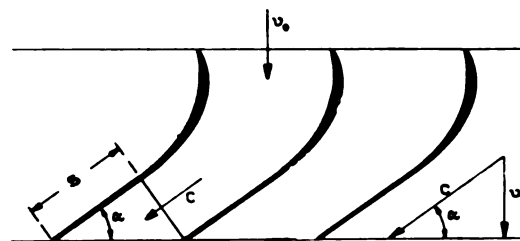


Fig. 5.

Da nämlich $v_0 = c \sin \alpha$ (bei ebener Strömung) und das \int , wie eben nachgewiesen, bei senkrechtem Eintritt in die Schaufelreihe $= c \cdot s$ ist, so hat man

$$R = \mu \cdot l \cdot c \sin \alpha \cdot c \cdot s \\ = \mu \cdot l \cdot c^2 s \sin \alpha.$$

Andererseits gibt der Impulssatz für unseren Fall senkrechten Eintritts eine »Horizontalreaktion«: (Q = Flüssigkeitsvolumen pro Sekunde):

$$R = \mu \cdot Q \cdot c \cdot \cos \alpha \\ \text{oder, da } Q = F \cdot c = l \cdot s \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot c, \\ R = \mu \cdot l \cdot s \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot c \cdot c \cdot \cos \alpha \\ = \mu \cdot l \cdot c^2 s \sin \alpha.$$

Wir sehen also, daß die Ausdrücke für die »Reaktion« eines Kanales, d. h. einer Schaufel, identisch sind.

Unsere Betrachtung zeigt ferner, daß man einer Flüssigkeit eine Zirkulationsströmung aufzwingen kann lediglich durch Kräfte, die sich von einem Potential ableiten, nämlich durch Führung längs geeigneter Grenzflächen, die nach Einleitung des Strömungsvorganges teilweise wieder entfernt werden können.

VII.

Unsere letzten Erörterungen erstrecken sich auf den oberen Teil der Schaufeln, während der untere Teil, der die Strömung wieder vertikal richtet und die Zirkulation beseitigt, d. h. eine entgegengesetzte einprägt, ins Unendliche abgerückt gedacht war. Falls nur der obere Teil der S-Schaufeln materiell ausgeführt ist und die Strömung aus der Ruhe heraus erzeugt wird, so vollzieht sich ein solches Abrücken des unteren, mit entgegengesetzten Zirkulationen behafteten Strömungsgebietes physikalisch ganz von selbst, indem sich an den Schaufelenden die

¹⁾ Der Kunstgriff, sich Schaufeln, Platten etc. durch stetige Deformation aus einer anderen Form oder Lage heraus entstanden zu denken, erweist sich auch bei vielen anderen Überlegungen physikalischer Art als äußerst fruchtbar.

Prandtl'sche Reibungs-»Grenzschicht« herausschiebt, die die ursprüngliche Potentialbewegung in die spätere, mit dauernder Impulserteilung, daher auch mit Reaktionen verbundene, überführt.

Genau entsprechende physikalische Vorgänge spielen sich an einer Einzelplatte (Fig. 1) und am Aeroplan ab. Dreht man die ursprünglich vertikale Platte um 45° gegen den Strom, so schieben sich die beiden Äste der ursprünglich durch die Plattenmitte gehenden horizontalen Äquipotentiallinie links nach unten, rechts nach oben, so daß auf beiden Seiten der Plattenmitte M Teilchen mit verschiedenem Potential, aber gleichem Druck und gleicher Geschwindigkeit liegen. Durch ein Loch oder einen Schlitz bei M würde keine Flüssigkeit treten, doch würde ein geschlossenes Linienintegral $\int c ds$, durch das Loch hindurch um die obere bzw. untere Plattenhälfte herum genommen, entgegengesetzt gleiche Zirkulationen, d. h. auch »Reaktionen« ergeben, wodurch das bekannte Kräftepaar auf schräge Platten erklärt wird.

Bei längerer Strömungsdauer schiebt sich auch hier (s. Fig. 6) die Grenzschicht ungefähr in Richtung des

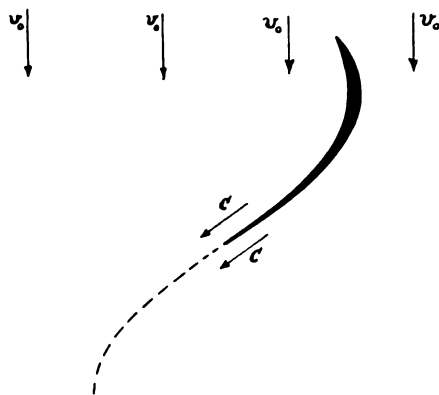


Fig. 6.

Plattenendes heraus und wird weiterhin jedoch von der äußeren Strömung nach unten zu abgelenkt, wodurch das Äquivalent des unteren Schaufelteils der Fig. 4 gebildet und gewissermaßen die Platte zur S-Form unserer Figur 4 verlängert wird. Allerdings vermag diese materielle Verlängerung keine »Reaktionen« aufzunehmen; der der Strömung erteilte Horizontalimpuls bleibt, bis die Teilchen auf irgendein festes Hindernis auftreffen, z. B. die Gefäßwände¹⁾.

VIII.

Bisher war eine senkrecht auf die Schaufelreihe auftreffende Strömung (in den Figuren vertikal abwärts) vorausgesetzt. Es ist jedoch leicht, unsere Betrachtungen und Beweise auch auf schräg gegen die Schaufelreihe ankommende Strömungen auszudehnen, da wir je eine Hälfte, (bis zur Umlenkung in die vertikale Richtung und von hier weiter in die Schräge), für sich betrachten und das Linienintegral um eine Schaufel in zwei Teile zerlegen können. Fig. 7 zeigt, daß am Eintrittsende die Strecken BD , am Austrittsende die Strecken CA Beiträge zur Zirkulation, im vorliegenden Fall beide positiv, liefern, so daß sich auch für jede Schaufel eine größere »Reaktion« als im früheren Falle ergibt, wie dies nach dem Impulssatz leicht einzusehen ist. Bei der Berechnung der Zirkulation ist zu beachten, daß hier die Potentialgefälle von $D-C$ gleich denen von $B'-A'$ und von $D''-C''$ sind.

¹⁾ Wohl aber vermögen die in der Grenzschicht enthaltenen Wirbel ihrer Umgebung Zirkulation zu erteilen bzw. zu nehmen.

Bemerkenswert ist, daß hier die zur Erzielung »stoßfreien Eintritts« erforderlichen »Übertreibungen« der

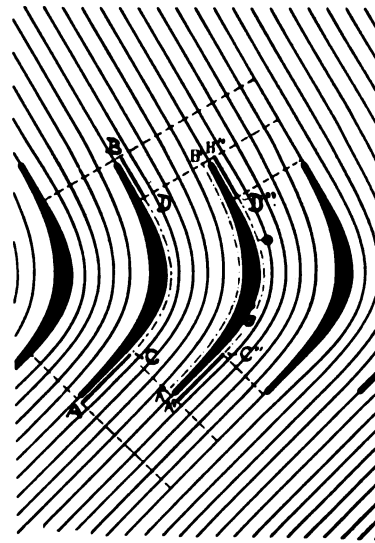


Fig. 7.

Schaukelwinkel geringer sind als beim »senkrechten Eintritt« der Fig. 3 u. 4. (Schluß folgt.)

Anlaufweg.

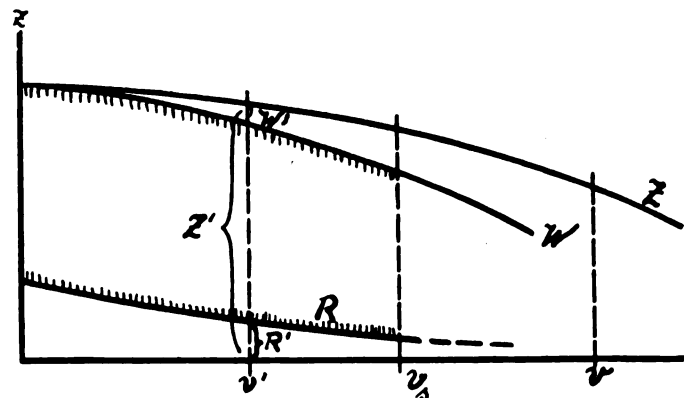
Von Georg König, Berlin.

Die hohe Bedeutung eines möglichst kurzen Startweges ist allgemein bekannt und auch vom Kriegsministerium durch Aussetzung eines Preises gewürdigt worden. Es ist deshalb von Wert, zu untersuchen, welchen Einfluß die einzelnen Flugzeugdaten auf die Startweglänge haben und welche Chancen jeweils vorliegen, um letztere zu verringern.

1. Die Propellerzugkraft Z am Stand ist bekanntlich der vorhandenen PS-Zahl (im Fluge gemessen) direkt und der Fluggeschwindigkeit v indirekt proportional, so daß

$$Z = k_p \cdot \frac{L}{v}$$

ist. Der Koeffizient k_p ist von dem Propellerprofil und von der Güte der Anpassung des Propellers an das Flugzeug abhängig und beträgt annähernd $k_p = 70 - 80$. Die am Stand vorhandene Zugkraft Z nimmt beim Start mit zunehmender Geschwindigkeit langsam ab, welches Verhalten in Fig. 1 durch Kurve Z dargestellt ist.



Führt man noch die zum Flugzeuggewicht G spezifische Leistung

$$l = \frac{L}{G}$$

ein, so wird die Zugkraft in Abhängigkeit des Gewichts

$$z = k_p \cdot \frac{l}{v} \cdot G.$$

2. Der Rollwiderstand R wird in Proportionalität zum Gewicht G um so kleiner sein, je geringer die Räder einsinken, je kleiner also das die Auflagefläche darstellende Produkt: Räderzahl $i \times$ Durchmesser $D_r \times$ Breite B_r (in m) und je größer der die Einsinkung überwindende Hebelarm $\frac{D_r}{2}$ ist, der Rollwiderstand ist also gegeben durch

$$R = k_r \cdot A_r \cdot G = k_r \cdot \frac{1}{D_r^2 \cdot B_r \cdot i} \cdot G.$$

Der Koeffizient k_r ist von der Bodenbeschaffenheit abhängig und beträgt näherungsweise

$$\text{bei Zement.} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad k_r = \frac{1}{1200}$$

$$\text{bei fester Grasnarbe.} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad = \frac{1}{300}$$

$$\text{bei ungepflügtem Boden} \quad . \quad . \quad . \quad = \frac{1}{100} \div \frac{1}{50}.$$

Der Einfluß der Raddimension ist aus folgenden Werten A_r (für je ein Rad) ersichtlich:

Ein Anlaufgrad	500 × 65	$A_r = 60$
»	650 × 75	» = 32
»	800 × 85	» = 18
»	1000 × 100	» = 10.

Da die Einsinktiefe bei zunehmender Geschwindigkeit immer abnimmt, nimmt auch der Rollwiderstand mit zunehmender Geschwindigkeit ab und kann dargestellt werden in Fig. 1 durch die Ordinaten der Kurve R .

3. Luftwiderstand. Zweckmäßigerweise empfiehlt sich eine Trennung in reinen Luftwiderstand und in denjenigen, den die Flächen verursachen, während der erstere bestimmt dem Geschwindigkeitsquadrat proportional ist, ist der letztere dies nur in seinem Minimalwerte, da durch entsprechende Betätigung des Höhensteuers diese Minimalwerte erheblich vergrößert werden kann. Die denkbaren Unterschiede können hierbei bedeutend sein, beispielsweise ist bei einem größten Anstellwinkel von 12° der Luftwiderstand der Tragfläche

das fünffache (bei $i : 13,5$ Wölbung),
das dreifache (bei $i : 25$ Wölbung)

desjenigen bei ganz geringen Anstellwinkel (0°).

Nimmt man an, daß zum Zwecke eines kurzen Startes dieser geringe Anstellwinkel durch Hochheben des Schwanzes eingestellt wird, so kann ganz allgemein der beim Start auftretende Luftwiderstand dem Geschwindigkeitsquadrat proportional gesetzt werden; er ist also bei der geringen Geschwindigkeit bei Beginn des Startes noch sehr klein und wird in Figur durch die zwischen den Kurven Z und W liegenden Ordinaten dargestellt sein.

4. Die allgemeinen Vorgänge beim Start sind nun: bei der jeweiligen Geschwindigkeit v' wird von der vorhandenen Propellerzugkraft Z' der Teil R' als Rollwiderstand und der Teil W' als Luftwiderstand verbraucht; der Rest also $Z' - R' - W'$ dient zur Beschleunigung der Maschine. Dieser Betrag ist am Beginn des Starts ziemlich konstant und nimmt infolge Überwiegens des Luftwiderstandes um so mehr ab, je näher man zur normalen Fluggeschwindigkeit v gelangt, so lange man also mit einem Start zu rechnen hat, bei dem das Abheben schon mit einer wesentlich kleineren Geschwindigkeit v_s als die normale (v) eintritt, so kann man auch den Beschleunigungsdruck D als konstant ansehen und schreiben

$$D = Z - R = \left(k_p \cdot \frac{l}{v} - k_r \cdot A_r \right) G,$$

was man durch Einführung des Rollwirkungsgrades η_r

$$\eta_r = 1 - \frac{k_r \cdot A_r}{k_p} \cdot \frac{l}{v} \cdot v$$

kürzer schreiben kann

$$D = k_p \cdot \frac{l}{v} \cdot \eta_r \cdot G.$$

5. Die Startgeschwindigkeit (d. h. die minimale) ist gegeben durch die spez. Flächenbelastung

$$g_f = \frac{G}{F}$$

der Tragflächen F und dem denkbar größten Anstellwinkel; bezeichnet man noch durch k einen Koeffizient, der die Güte der Tragfähigkeit der Fläche berücksichtigt, also Seitenverhältnis, Krümmung und allgemeine Anordnung, so findet man nach den bekannten Luftwiderstandsgesetzen

$$g_f = k \cdot v_s^2;$$

für die üblichen Flächenbelastungen ist

$g_f =$	15	20	25	30	35	kg/m ²
$v_s =$	14—17	16—20	18—22,5	20—24,5	21—26,5	m/sek.

6. Der Startweg s ergibt sich nunmehr aus dem oben Gesagten aus der Beschleunigung

$$p = \frac{D}{G} \cdot g = k_p \cdot \frac{l}{v} \cdot \eta_r \cdot g$$

(g = Erdbeschleunigung) und nach den Regeln der gleichförmig beschleunigten Bewegung aus der hieraus zu ermittelten Startzeit

$$t_s = \frac{v_s}{p}$$

zu

$$s = \frac{1}{2} \cdot \frac{v_s^2}{p};$$

durch Einführung der für v_s und p ermittelten Werte wird für den Startweg

$$s = \frac{1}{k \cdot k_p \cdot \eta_r} \cdot \frac{g_f}{l} \cdot v \cdot \frac{1}{2g}.$$

Diese Hauptbeziehung zerfällt in zwei Faktoren; der Hauptfaktor $\frac{g_f}{l} \cdot v$ zeigt, daß der Startweg der spezifischen Flächenbelastung und der normalen Fluggeschwindigkeit v direkt, der spezifischen Leistung jedoch indirekt proportional ist. Erst der Nebenfaktor gibt durch die Einzelgrößen k , k_p und η_r an, inwieweit bei der Konstruktion des Flugzeuges auf geringen Startweg geachtet worden ist. Deshalb können Startwege verschiedener Flugzeuge korrekterweise nur durch Zurückführen auf gleiche Hauptfaktoren verglichen werden.

Bemerkenswert ist noch, daß der Quotient $\frac{g_f}{l}$ mit dem Werte $\frac{G^2}{F \cdot L}$ identisch ist, d. h. der Startweg nimmt quadratisch zu, wenn das Eigengewicht durch Nutzlast vergrößert wird.

Bestimmung des Vorhaltwinkels beim Abwerfen von Bomben aus Flugzeugen.

Von Hans Boykow, k. u. k. Fregattenleutnant a. D.

Das Abwerfen von schweren Körpern aus Luftfahrzeugen ist ein Problem von großer kriegstechnischer Bedeutung. Noch vor kurzer Zeit wurde dieser Satz auch von Berufenen ein wenig skeptisch aufgefaßt und dem Flugzeug lediglich ein Erkundungswert zugesprochen. Auf der andern Seite schlug man ins Extreme um und pries die Flugmaschine als das Kriegswerkzeug par excellence. Das ist natürlich wiederum zu weit gegangen, aber jedenfalls ist es noch unrichtiger, dem Flugzeug als Angriffswaffe jeden praktischen Wert abzusprechen. Dasselbe hat ganz zweifellos bedeutende Qualitäten als Waffe, weil es die Möglichkeit gibt, die Schwierigkeiten der Distanz auszuschalten und nahezu unbehindert von strategischen und taktischen Hindernissen, die für Feldtruppen unüberwindlich sein können, den Gegner auf seinem jeweilig empfindlichsten Gebiete anzugreifen. Dies gilt sowohl vom Kriege zu Lande als auch vom Kriege zur See. Speziell im Anfangstadium des Krieges noch während des Aufmarsches der Armeen, bzw. der Mobilisierung der Flotten wird es Hauptaufgabe der Flugzeugdivisionen sein, in der

Zone der sich sammelnden Streitkräfte zu wirken, indem sie zuerst die feindlichen Luftstreitkräfte zu vernichten suchen werden, was im allgemeinen nur eine Frage der größeren Zahl und Geschicklichkeit, der fitness to win ist. Dann ist ihr Feld frei, um den komplizierten Vorgang einer sich sammelnden Armee oder Flotte nach Kräften zu stören und die Störungsmöglichkeiten sind wahrlich nicht gering, wenn man bedenkt, welche Störungen die teilweise oder gänzliche Vernichtung von rollendem Eisenbahnmateriale, Munitionsparks, Werftanlagen, um nur einiges zu erwähnen, im Gefolge haben; ganz abgesehen von der moralischen Wirkung, welche solche

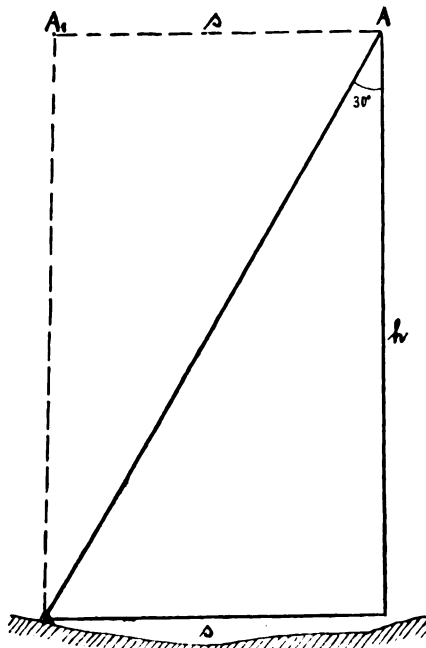


Fig. 1.

in großer Zahl und energisch durchgeführte Angriffe auf die noch nicht kriegsgewöhnten Truppen haben, wenn sich dieselben noch Hunderte von Kilometern von der Front entfernt wissen. Auch in der Schlacht ist das Flugzeug strategisch wie taktisch als Waffe von hoher Bedeutung. Eine rechtzeitig zerstörte Brücke kann eine Schlacht entscheiden. Ich verweise hier, um nur ein Beispiel zu nennen, auf die Schlacht von Aspern, als der ersten Schlacht, in welcher Napoleon unterlag, weil es den Österreichern noch rechtzeitig gelang, mit Sprengschiffen und unterstützt von der reißenden Strömung des angeschwollenen Flusses, die Schiffsbrücke über die Donau zu zerstören und so die Armee Napoleons in zwei Teile zu zerschneiden. Solche Gelegenheiten bieten sich dem Flugzeug viel häufiger, da für dasselbe große Entfernungen und dazwischenliegende feindliche Truppenmassen kaum eine Rolle spielen. Es ist in diesem Sinne fast mit einem jener Gifte zu vergleichen, die direkt auf die Nervenzentren wirken, denn das bewehrte Flugzeug ist auch imstande, den Feind direkt im Gehirn anzugreifen, durch Angriffe auf das Hauptquartier und die zweite Gefechtsstaffel, den Munitions- und Proviantnachschub. Der Generalstab sowie die Führung der Armee bedarf zu ihrer aufs äußerste angestregten geistigen Tätigkeit der körperlichen Sicherheit und die beste Truppe wird ohne Munition und Proviant wertlos. Natürlich stehen diesen Aktiven auch ganz gewaltige Passiven gegenüber, die hauptsächlich in der großen Abhängigkeit der Flugzeuge von der Witterungslage und ihrer verhältnismäßig leichten Verletzbarkeit liegen. Diese Umstände stempeln, wenigstens vorläufig noch, das Flugzeug zur Gelegenheitswaffe, und die Erfahrung aller Kriege hat gelehrt, daß eine Gelegenheitswaffe allein noch niemals zum vollen Erfolg geführt hat. Wenn also einige französische Autoren im Flugzeuge das allein seligmachende Heil erblicken, so ist das falsch. Noch viel unrichtiger hingegen wäre es, wie schon eingangs erwähnt, das Flugzeug als Waffe zu vernachlässigen. Man könnte noch vieles auf diesem Gebiete anführen, aber das geht über den Rahmen dieser Arbeit hinaus, die sich hauptsächlich mit einem technischen Detail dieser großen Aufgabe befassen soll.

Es soll die Frage behandelt werden, wie man am einfachsten den Vorhaltwinkel bestimmt, das ist der Winkel gegen die Vertikale, unter welchem das Ziel beim Wurf anvisiert werden muß. Dieser Winkel ist eine Funktion der Geschwindigkeit und der Höhe über dem Objekt. Der Vorgang wäre nun, die Geschwindigkeit zu messen und dann aus einer Tabelle mit zwei Eingängen den Vorhaltwinkel zu entnehmen.

Um die Geschwindigkeit zu messen, beobachtet man am besten ein Zeitintervall, welches ein Objekt am Boden braucht, um einen bestimmten Winkel im Auge des Beobachters zurück-

zulegen. Daraus erhält man unter Berücksichtigung der Höhe den zurückgelegten Weg und durch Reduktion auf die Zeiteinheit die Geschwindigkeit.

Dieser Vorgang ist natürlich viel zu langwierig und umständlich. Man darf nicht vergessen, daß im Flugzeug jedwede Rechenmanipulation vermieden werden muß.

In der Folge soll ein kleines Instrument des Verfassers, welches von der „Gesellschaft für nautische Instrumente m. b. H. in Kiel, Holtenauerstr. 62“ herausgebracht wurde, beschrieben werden, das in einfachster Weise den Vorhaltwinkel direkt aus dem Zeitintervall gibt.

Der Vorhaltwinkel ist wie oben erwähnt eine Funktion aus Geschwindigkeit und Höhe, also auch aus Zeitintervall und Höhe.

Es seien h die Höhe,
 t das Zeitintervall,
 τ die Fallzeit,
 α der Vorhaltwinkel,
 v die Geschwindigkeit,
 s der während des Zeitintervalls zurückgelegte Weg,
 σ der während der Fallzeit zurückgelegte Weg.

Aus Fig. 1 ergibt sich

$$v = \frac{s}{t}.$$

Nimmt man beispielsweise als Bezugswinkel für das Zeitintervall einen Winkel von 30° , so ist

$$s = h \cdot \tan 30^\circ = 0,57735 h.$$

(für einen Bezugswinkel von 45° wäre $s = h$).

Die Geschwindigkeit ist daher:

$$v = \frac{0,57735 h}{t} \quad (1)$$

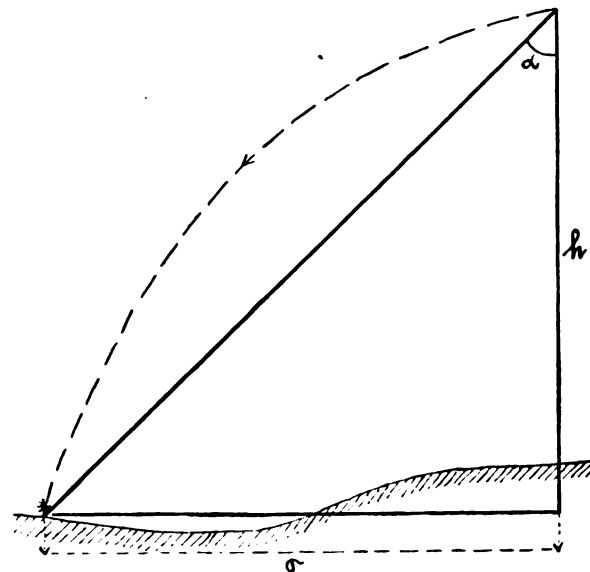


Fig. 2.

Aus Fig. 2 ergibt sich

$$\left. \begin{aligned} \tan \alpha &= \frac{\sigma}{h} \\ \sigma &= v \cdot \tau \\ h &= \frac{g}{2} \tau^2, \text{ daraus } \tau = \sqrt{\frac{2h}{g}} \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

in die Gleichung 2 eingesetzt ergibt das

$$\tan \alpha = \frac{0,57735}{t} \sqrt{\frac{2h}{g}}$$

und die konstanten Faktoren vereinigt

$$\tan \alpha = \frac{0,26734}{t} \sqrt{h} \quad (3)$$

Damit hat man eine einfache direkte Beziehung zwischen Zeitintervall und Vorhaltwinkel.

Trägt man in einem Diagramm auf der Abszisse die Höhen beispielsweise von 100 bis 1000, auf der Ordinate die

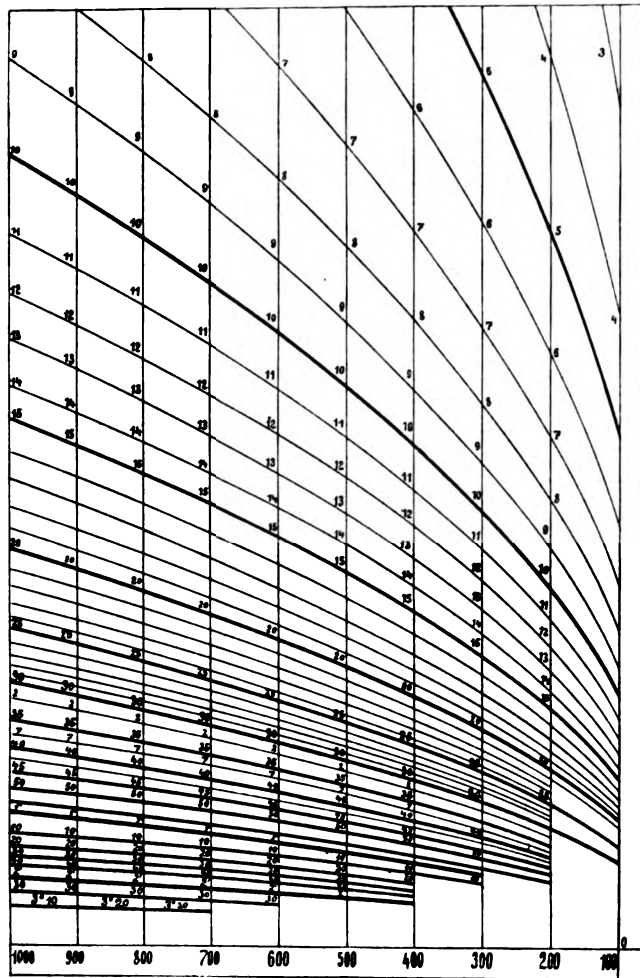


Fig. 3.

Vorhaltwinkel bis gegen 50° auf, so läßt sich eine Kurvenschar einzeichnen, von denen jede ein bestimmtes Zeitintervall bedeutet. In Fig. 3 ist ein solches Diagramm dargestellt.

Dieses Diagramm wird auf die Trommel des Instruments gelegt, welches in Fig. 4 abgebildet ist.

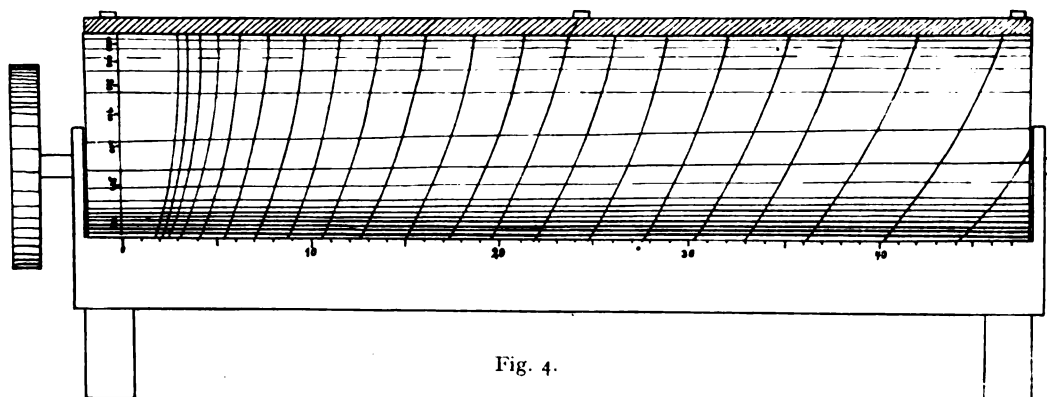


Fig. 4.

Es besteht aus einer Trommel, die an einem Träger drehbar gelagert ist. An dem Träger ist ein Lineal befestigt, das auf der Trommel parallel zu ihrer Achse aufliegt und eine Teilung nach Graden trägt. Auf der Trommel befindet sich eine leicht abnehmbare Schiene, welche das Diagramm festhält. Die Kurven des Diagramms sind in gleichen Abständen fortlaufend mit den zugehörigen Ziffern versehen.

Ist die Trommel auf die betreffende Höhe eingestellt, was im voraus geschieht, da man seine Wurfhöhe wohl immer

vorher festsetzen wird, so genügt, wie man sich leicht überzeugen kann, ein Blick, um den zum beobachteten Zeitintervall gehörigen Vorhaltwinkel zu erhalten.

Selbstverständlich eignet sich dieses kleine Instrument auch zum Ablesen aller Größen, welche von zwei Variablen abhängig sind. Man muß nur das Diagramm auswechseln.

Speziell für den erwähnten Zweck hat dieses Instrument den großen Vorteil, daß es direkt ohne die kleinste Rechnung oder Interpolation den gewünschten Winkel aus der Zeitmessung mit Umgehung der Geschwindigkeit ergibt.

Es läßt sich auch wegen seiner handlichen kleinen Form direkt an jedem Zielapparat anbringen.

Apparat zum Messen der in den Drähten eines Flugapparates auftretenden Spannungen.

Von Dipl.-Ing. Wittmaack, Zehlendorf.

Bisher wurden die in den Versteifungsdrähten eines Flugzeugs auftretenden Spannungen nur rechnerisch oder durch Versuche mit Modellen im Laboratorium bestimmt. Hierbei kann aber der Einfluß von unregelmäßigen Luftströmungen, mit denen sich der Apparat in der Wirklichkeit abfinden muß, nicht berücksichtigt werden. Im Laboratorium lassen sich keine Verhältnisse schaffen, die denen des wirklichen Fluges in dieser Beziehung auch nur annähernd entsprechen. Hieraus ist es wohl zu erklären, daß Drähte, die eine Belastung von 2000 kg aushalten, brechen, obwohl die rechnerisch ermittelte und den Versuchen mit Modellen entsprechende Belastung nur etwa 300 kg, also etwa nur $\frac{1}{7}$, der Höchstbelastung beträgt. So nimmt man wohl allgemein an, daß die Tragflächen beim Flug immer nur einem von unten nach oben wirkenden Druck ausgesetzt sind. Die oberen Spanndrähte wären dann beim Flug überhaupt nicht belastet. Auf Grund der Untersuchung einiger in der letzten Zeit vorgekommener Abstürze ist Blériot jetzt aber zu der Ansicht gekommen, daß die oben angeführte Annahme nicht richtig ist und daß unter bestimmten Verhältnissen die Tragflächen auch einem von oben nach unten wirkenden Druck ausgesetzt sind. Da dann die oberen Spanndrähte bei den Blériot-Apparaten zu schwach waren, wurde die Verwendung dieser Apparate von den französischen Militärbehörden vorläufig verboten, obwohl gerade sie beim Militär sehr viel benutzt worden sind. Dieses Beispiel zeigt sehr gut, wie unsicher unsere Kenntnisse von den beim Flug in den Drähten auftretenden Spannungen bisher sind und zeigt die Notwendigkeit, während des Fluges Messungen vorzunehmen. Zu diesem Zwecke scheint sich ein Apparat sehr gut zu eignen, der von dem französischen Kapitän Langier konstruiert worden

ist. In einem Vortrag über seinen Apparat führt derselbe folgendes aus:

Zweifelloos wird ein Flugapparat durch Böen und Wirbel in viel stärkerer Weise beansprucht, als durch einen regelmäßigen, mit der gleichen Geschwindigkeit fortschreitenden Luftstrom. Diese Mehrbelastung hat mit den Vibrationswirkungen nichts zu tun und entspricht in ihren Größen nicht den Wöhlerschen Gesetzen.

Auch die Art und Weise, in der die Flügel mit Stagen

abgestützt sind, birgt eine Gefahr in sich, die zu oft nicht beachtet wird. Diese besteht darin, daß man Spannschrauben oder Ähnliches vorsieht, mit denen der Flieger die Spannung der Stage vor dem Flug einstellt. In dem Bestreben, die beste Krümmung für die Flügel und eine möglichst starre Konstruktion zu erhalten, ist es sehr leicht möglich, daß einzelne Stage so stark angespannt werden, daß sie schon in der Ruhelage dicht vor dem Bruch stehen, ohne daß dies von außen zu erkennen ist. Beim Flug wird die Beanspruchung

des Drahtes dann noch größer. Daß die hier angeführte Gefahr in Wirklichkeit besteht, ist nicht zu leugnen. Der Vortragende hat überzeugend nachgewiesen, daß die Spannungen in einzelnen Drähten von auf der Erde stehenden Flugapparaten 7000 kg pro qcm betrug, obwohl die Bruchgrenze nur 10000 kg pro qcm war. Die Anfangsbelastung betrug also 66% der Bruchbelastung. Die Erfahrung hat aber gelehrt, daß auch bei der festesten und vibrationsfreien Bauart das Material nur bis zu 10% bis 25% seiner Festigkeit angespannt werden darf. Die ideale Weise der Versteifung eines Flugapparates mit Stagen müßte nach der Angabe des Vortragenden den Flügeln die richtige Winkelstellung und Festigkeit geben, ohne daß die Stage irgendwie gespannt werden. Ihre ganze Festigkeit müßte für die Belastung aufgehoben werden, die sie beim Flug erfahren. Das ganze System müßte so gebaut und eingestellt werden, daß Drähte, die beim Flug der gleichen Belastung unterworfen sind, auch die gleiche Anfangsspannung haben, und daß vor allem symmetrisch angeordnete Stage, die beim Fluge die gleichen Funktionen haben, vor dem Beginn desselben auch gleiche Spannungen aufweisen.

Eine richtige Anspannung der Drähte ist aber ohne einen Apparat, der die Spannungen mißt, nicht ausführbar. Auch die erfahrensten Monteure verrechnen sich, wenn sie sich nur auf ihre Sinne verlassen, ganz bedeutend, um bis zu 300%. Es kann daher sehr leicht vorkommen, daß ein Draht bis dicht an seine Festigkeitsgrenze gespannt wird, ohne daß man es merkt. Eine Verlängerung des Drahtes um 1 bis 3 Tausendstel seiner Länge ergibt schon eine Spannung von 2000 bis 6000 kg pro qcm. Mit wenigen Umdrehungen der Spannschraube kann der Draht in gefährlicher Weise belastet werden.

Der vom Vortragenden konstruierte Apparat zum Messen der Spannung beruht auf der Abhängigkeit der Schwingungszahl eines vibrierenden Drahtes von der Spannung desselben. Diese wird durch die Formel ausgedrückt:

$$N \cdot L = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{gS}{Ap}}$$

in der bedeutet:

- N die Anzahl der Schwingungen in der Sekunde,
- L die Länge des vibrierenden Drahtes,
- S die gesamte Belastung desselben,
- A den Querschnitt des Drahtes,
- p das Gewicht pro Volumeneinheit,
- g die Beschleunigung durch die Schwere.

Da $\frac{S}{A}$ gleich der Spannung t ist, kann man der Formel die einfachere Form geben:

$$N \cdot L = C \sqrt{t},$$

wobei C für ein bestimmtes Material eine Konstante ist.

Hieraus folgt, daß $N \cdot L$ bei gleicher spezifischer Spannung t unabhängig vom Durchmesser des Drahtes ist. Nach dieser Formel kann man t bestimmen, indem man den Wert N für eine bestimmte Länge L des Drahtes mißt. Sowohl L wie besonders N lassen sich aber schwer messen. Deshalb hat Kapitän Langier bei seinem Apparat von ihrer Bestimmung abgesehen.

Der Apparat ist auf der Fig. 1 in der Seitenansicht, Aufsicht und Querschnitt dargestellt. Er besteht in der Hauptsache aus einem Resonanzkasten A mit zwei mit einer Einteilung versehenen Schiebern B und C an seiner oberen Seite. Mit diesen Schiebern sind zwei Querverbindungen B, C verbunden, von denen die eine fest und die andere verschiebbar ist. Beim Versuch wird der Kasten an beiden Enden mit Spiralfedern F an dem Draht D so befestigt, daß der letztere auf den Querverbindungen aufliegt. Zum Messen der Spannung wird die Querverbindung C dann in der einen oder anderen Richtung so lange verschoben, bis der von dem Draht zwischen den beiden Querverbindungen bei leichtem Schlag auf denselben hervorgebrachte Ton mit dem einer zum Apparat gehörigen Stimmgabel übereinstimmt. Wenn immer die gleiche Stimmgabel benutzt wird, ist der Wert N in der

obigen Formel konstant. Dann ergibt sich folgendes Verhältnis zwischen der Spannung des Drahtes und der Länge zwischen den beiden Querverbindungen

$$L = K \sqrt{t}.$$

Wenn der Apparat bzw. der Schieber eine Einteilung erhalten, die diesem parabolischen Verhältnis entspricht, kann die Spannung direkt abgelesen werden.

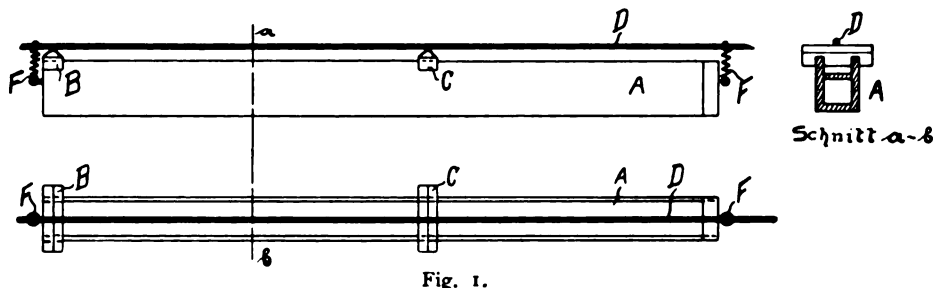


Fig. 1.

Theoretisch ist diese Einteilung von dem Durchmesser des Drahtes unabhängig, da die Unterschiede in der Dichtigkeit so gering sind, daß sie vernachlässigt werden können. Praktisch hat der Durchmesser aber doch einen Einfluß auf die Einteilung, weil die Formel, auf der der ganze Apparat beruht, nur für leicht biegsame Drähte genau stimmt. Die Erfahrung hat gezeigt, daß die Abweichung von den theoretischen Werten mit dem Durchmesser des Drahtes größer wird, mit ihm wird auch die Größe L für die gleichen Werte von N und t größer. Wenn man ganz genaue Messungen ausführen will, muß man für jeden Durchmesser eine besondere Einteilung verwenden.

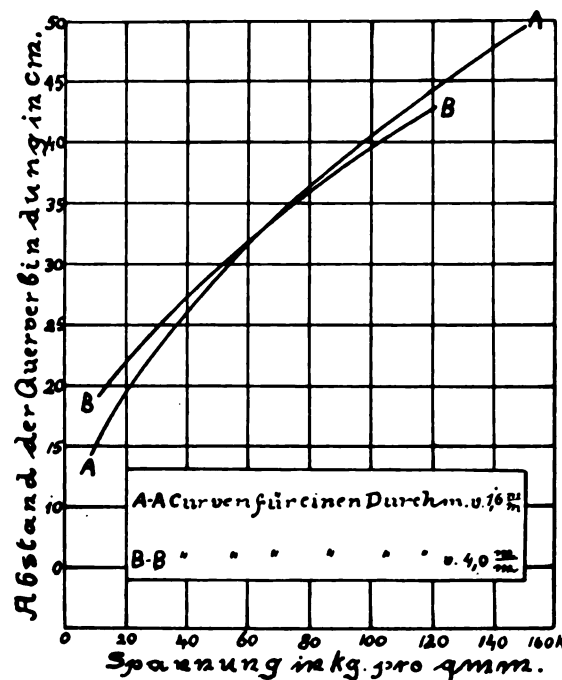
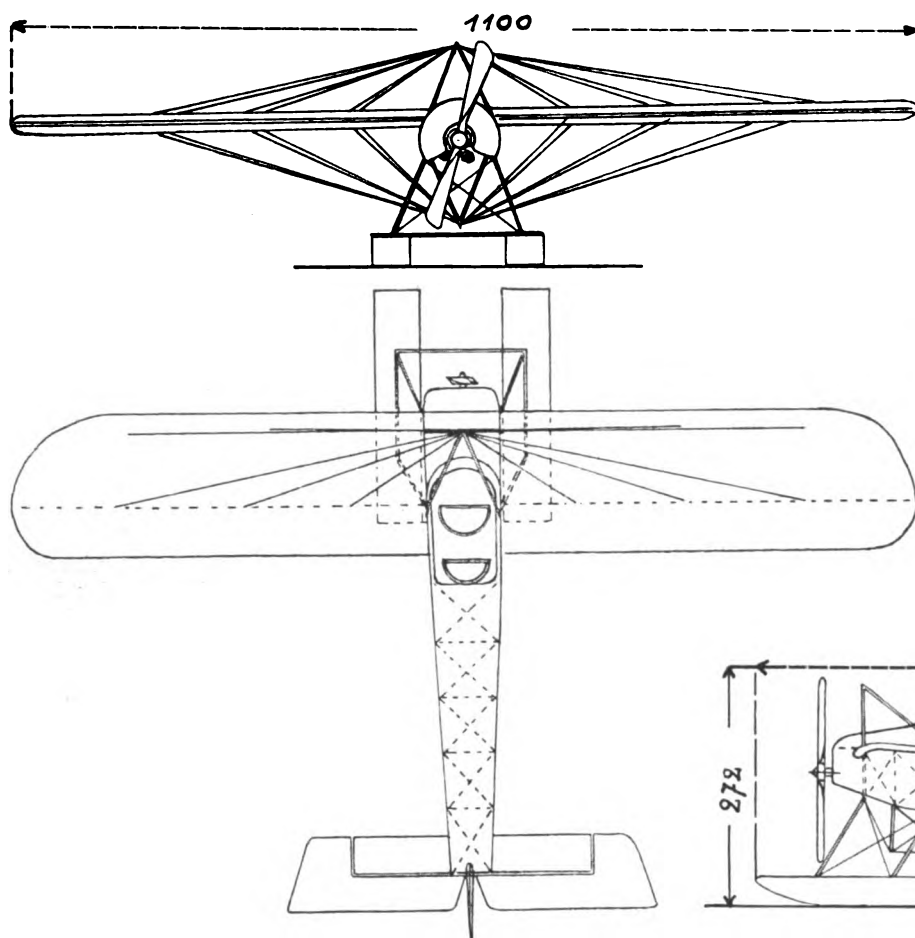


Fig. 2.

Die von Kapitän Langier zur Feststellung des Einflusses des Durchmessers der Drähte auf die Messung unternommenen Versuche werden mit Drähten von einem Durchmesser von 1,6 mm bis 4 mm ausgeführt. Die Mehrzahl hatte einen Durchmesser von 2 bis 3 mm, weil dieser bei Doppeldeckern meistens verwandt wird. Die Ergebnisse für einen Draht von 1,6 mm und einen von 4 mm Durchmesser sind auf der Fig. 2 in Kurven zusammengestellt. Man erkennt aus ihnen leicht, daß man für alle diese Durchmesser den gleichen Meßapparat benutzen kann, ohne daß sich nennenswerte Fehler ergeben. Der zum Einstellen der Drähte vor dem Flug bestimmte Apparat hat eine Skala, die von der Spannung von 1000 kg bis zu der von 3000 kg pro qcm reicht. Wenn man aber während des Fluges Messungen vornehmen will, müßte



die Skala länger gemacht werden, bis zu etwa 16 000 kg pro qcm.

Für den Eindecker müßte ein anderes Modell des Apparates benutzt werden, weil die Stagen bei ihm einen größeren Durchmesser haben wie beim Doppeldecker. Bei dem letzteren bestehen sie in der Regel aus Drähten bis zu 4 mm Durchmesser, beim Eindecker aber haben sie einen größeren Durchmesser und erhalten auch die Form von stählernen Bändern von 20 mm Breite und 2 mm Stärke. Deshalb muß der Apparat für Eindecker auch größer werden.

Zum Messen der Spannungen während des Fluges ist er bisher noch zu wenig benutzt worden, so daß ein Urteil über die Dienste, die er leisten kann, noch nicht möglich ist. Der Apparat müßte dann selbsttätig arbeiten, ohne daß der Pilot auf ihn zu achten braucht, und der erzeugte Ton müßte andauernd und so stark sein, daß ihn der Pilot hören kann. Im

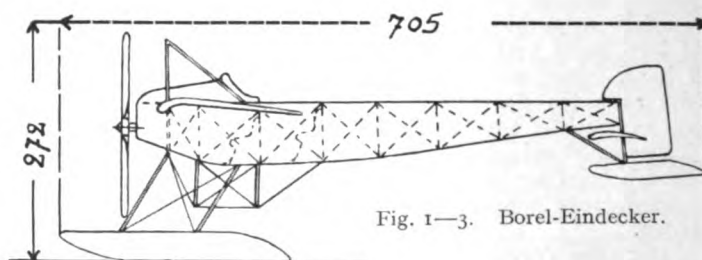
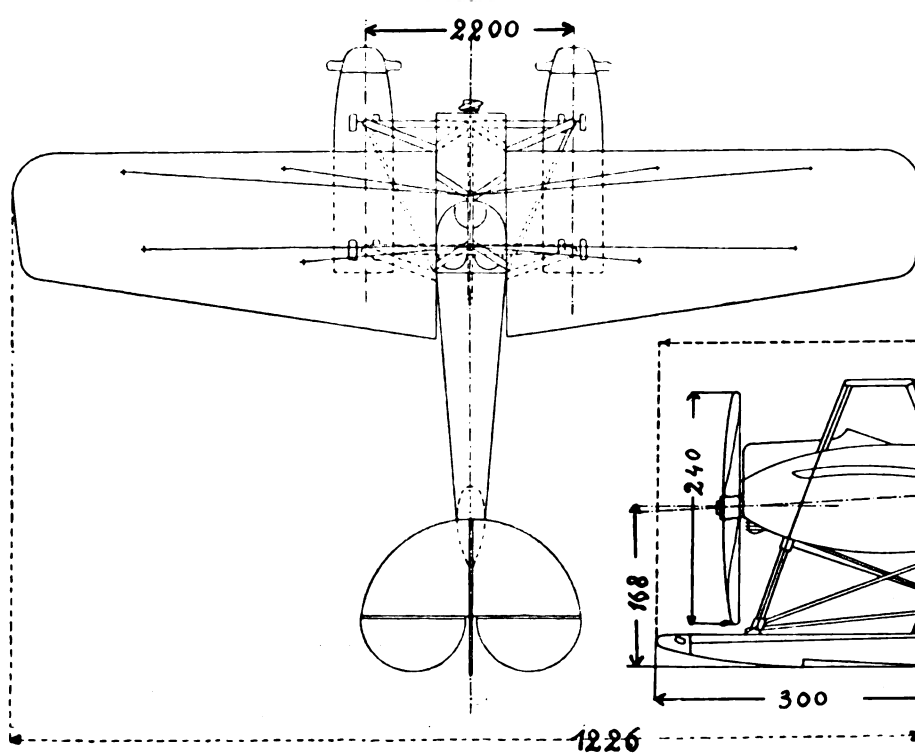


Fig. 1—3. Borel-Eindecker.



Laboratorium hat man eine dauernde Aufzeichnung des Tones mit einem Phonograph vom Edisontyp erreicht. Die Spannung kann dann ermittelt werden, indem man den Ton mit dem Phonographen reproduziert. Diese Methode hat sehr zufriedenstellend gearbeitet. Bei dem in der Luft befindlichen Flugzeug sind bisher aber noch keine sehr guten Resultate erzielt worden. Hierbei wird ein Hammer durch eine Gruppe kleiner, becherförmiger, vom

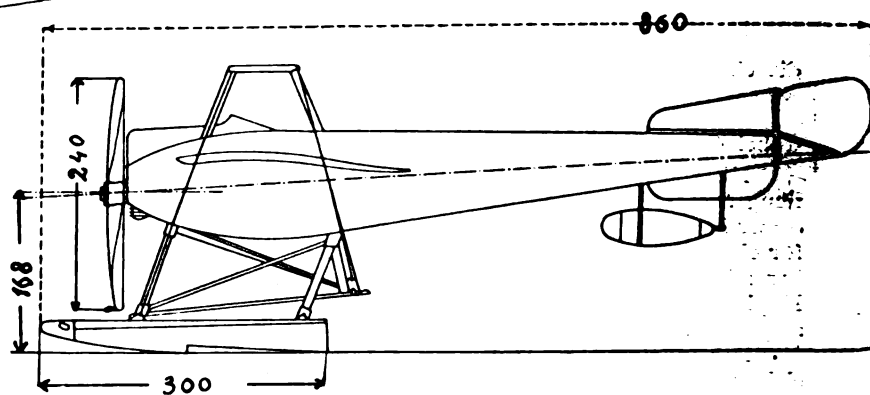


Fig. 4—6. Nieuport-Eindecker.

Wind bewegter Flügel angetrieben, so daß er in sehr kurzen Zwischenräumen auf den Draht schlägt. Der so hervorgerufene Ton wird auf einen neben dem Piloten untergebrachten Phonographen übertragen und außerdem durch ein Sprachrohr zum Ohr des Piloten geleitet. Das von dem Motor hervorgerufene Geräusch und die Vibrationen des Flugzeugs macht die Aufzeichnungen des Phonographen aber unbrauchbar. Auf die Übertragung des Tones durch das Sprachrohr haben diese Stö-

rungsquellen aber sonderbarerweise keinen Einfluß. Hierdurch kann man die Spannungen bis zu einer Genauigkeit von 250 kg bis 300 kg pro qcm bestimmen. Die Aufzeichnungen durch den Phonographen könnten durch eine Lagerung desselben in Federn und Maßnahmen zur Verringerung der störenden

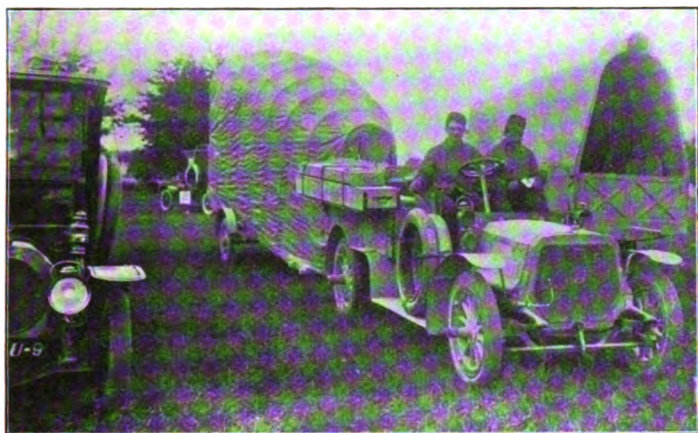


Fig. 1. Transportautomobil für Flugzeuge.

Geräusche und zur Verstärkung des von dem Draht hervorgerufenen Tones verbessert werden.

Wasserflugzeuge und Wettbewerbe. (Nachtrag.)

Zu der Beschreibung der Wasserflugzeuge, die an den Wettbewerben in St. Malo und Tamise teilnahmen (in Heft 18 mit Tafel XIII), seien nebenstehend noch die Zeichnungen bzw. Maßskizzen der beiden bewährten Wassereindecker von Borel (Fig. 1 bis 3) und Nieuport (Fig. 4 bis 6, S. 252) gebracht.

Beim Wasserzweidecker von Curtiß ist noch nachzutragen, daß Curtiß jetzt mit einer neuen Type herausgekommen ist, bei welcher der Hauptschwimmer zu einem Gleitboot ausgebildet ist, welches die Sitze für Führer und Passagiere aufnimmt, ebenso den Motor mit allem Zubehör. Diese neue, von Curtiß »Fliegendes Boot« genannte Wasserflugzeugtype hat eine gewisse Ähnlichkeit mit dem Wasserzweidecker von Donnet-Leveque (Fig. 15 und 17 bis 19, Tafel XIII, Heft 18), indem die untere Tragfläche

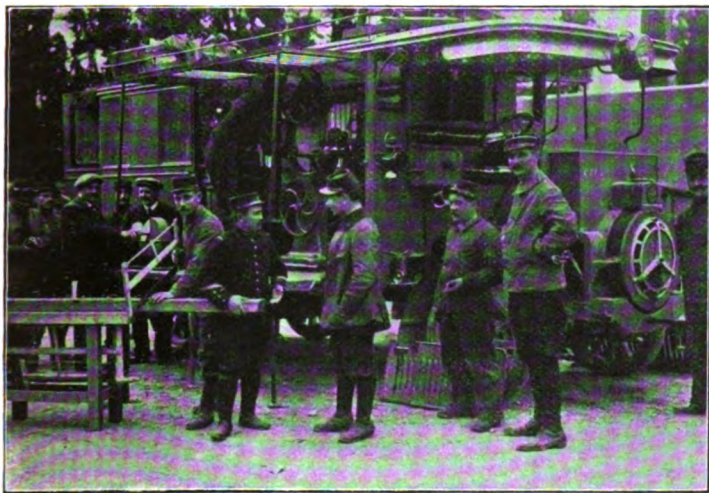


Fig. 2. Fahrbare Reparaturwerkstatt.

direkt am Boot angebracht ist. Zwei Sitze für Führer und Passagier sind jedoch nebeneinander angeordnet; vor den Sitzen befindet sich eine zusammenlegbare Schutzhaube; ein dritter Sitz, der ev. auch zwei Personen aufnehmen kann, befindet sich dahinter.

Bei den vor kurzem auf dem Keukasee bei Hammondsport, N. Y., ausgeführten Probefliegen erreichte diese neue Wasserflugzeugtype, mit drei Personen besetzt, eine Fluggeschwindigkeit von ca. 75 km pro Std., was für einen Wasserzweidecker eine sehr hohe Geschwindigkeit ist.

Hierbei sei noch darauf hingewiesen, daß bisher bei allen Flügen mit Wasserflugzeugen keine größeren Unfälle vorgekommen sind, und zwar, weil die Gefahren der Landung resp. des Niedergehens auf dem Wasser erheblich geringer sind, als beim Landen auf festem Boden. Es ist daher wahrscheinlich, daß sich demnächst aus dem



Fig. 3. Eskadrille »Bréguet«.

Wasserflugzeug das lange gesuchte Sportflugzeug entwickeln wird, und bietet sich hier für die Flugzeugindustrie eine neue Entwicklungsmöglichkeit. Kommen zurzeit für Landflugzeuge als Besteller im wesentlichen nur die Militärbehörden in Betracht, so dürften für gute Wasserflugzeuge schon in der nächsten Zeit, außer den Marinebehörden, auch Sportsleute als Besteller in größerem Umfange in Betracht kommen. Es handelt darum eine nicht zu große Type für zwei Personen zu bauen.

Französische Militärflugzeuge.

Bei den diesjährigen großen Manövern der französischen Armee wurden von Luftfahrzeugen, Luftschiffen sowohl als auch Flugzeugen, ein sehr ausgiebiger Gebrauch gemacht. Nach den Berichten der französischen Zeitungen haben sich die Flugzeuge auf das beste bewährt, nicht so die Luftschiffe. Dies mag im wesentlichen darin begründet sein, daß die französischen Militärluftschiffe keine sehr hohe Geschwindigkeit entwickeln. Während die deutschen Z-Luftschiffe eine Eigengeschwindigkeit von 20 Sek./m haben, erreichen die französischen Luftschiffe höchstens 15 Sek./m. Bei den Manövern wurden 45 km pro Stunde erreicht. Auch die Tragfähigkeit der französischen Luftschiffe ist erheblich geringer.

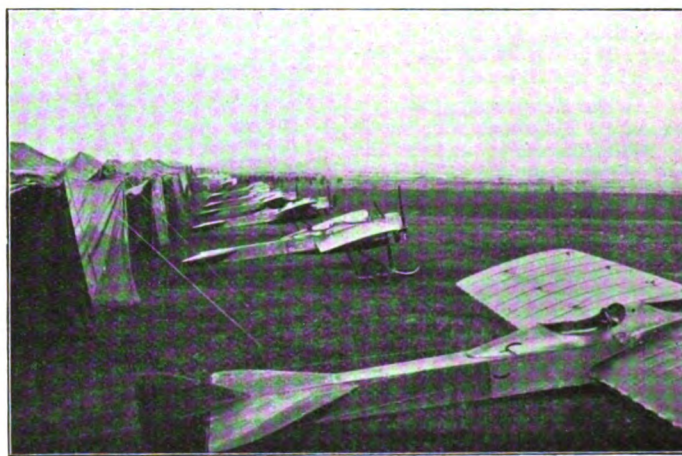


Fig. 4. Eskadrille »Deperdussin«.

Wenn also die französische Militärluftschiffahrt der deutschen wesentlich nachsteht, so ist doch unstreitig das französische Militärflugwesen sowohl bezüglich Anzahl der Flugzeuge und im Fliegen ausgebildeter Offiziere und Mannschaften gegenüber der Ausbildung dieser technischen Waffe in Deutschland und in anderen Staaten wesentlich voraus. Auch bezüglich der Organisation scheint dies der Fall zu sein.

Gelegentlich der französischen Manöver konnte man nicht nur die verschiedenen von der Militärverwaltung benutzten Flugzeuge



Fig. 5. Transportwagen für Flugzeuge.



Fig. 6. Eskadrille »M. Farman«.

sehen, sondern auch die übrige technische Einrichtung, so die Wagen und Automobile für den Transport der Flugzeuge. Ebenso besondere als Reparaturwerkstätten ausgebildete Automobile. Diese Automobile, die mit normalem Lastwagen-Chassis gebaut sind, führen in einer geschlossenen Karosserie die notwendigen Werkzeuge und Werkzeugmaschinen mit, so eine kleine Drehbank, Bohrmaschine und Bandsäge. Es lassen sich somit auch größere Reparaturen an Flugzeugen im Felde ausführen.

Bei den Militärflugzeugen herrscht zurzeit der Zweidecker vor, namentlich die Typen H. Farman, M. Farman und Breguet. Von Eindeckern sind namentlich im Gebrauch Blériot, Nieuport, Deperdussin und Borel.

An den Manövern nahmen im ganzen 60 Flugzeuge teil, davon 48 Militärflugzeuge und 12 im Privatbesitz befindliche Flugzeuge, welche gewissermaßen die Reserve darstellten.

Jede der beiden Armeen (blau und rot) hatte die gleiche Anzahl Flugzeuge zur Verfügung, also 24, die in vier Eskadrilles zu je 6 Flugzeugen geteilt waren. Außer dem hatte jede Armee ein Luftschiff (blau »Adjutant Réan« und rot »Dupuy-de Lôme«, Reserve-Luftschiff »Adjutant Vincenot«).

Eindecker und Zweidecker waren bei beiden Armeen fast gleich verteilt, und zwar waren bei den im Besitze der Militärverwaltung befindlichen Flugzeugen die Anzahl der Ein- und Zweidecker etwa gleich. Bei den im Privatbesitz befindlichen Flugzeugen herrschten die Zweidecker vor. Alle Zweidecker waren zweisitzig, ebenso die Mehrzahl der Eindecker. Bei jeder Armee waren zwei Zweidecker mit Apparaten

Lager der Flugzeuge mehrfach verlegt, wobei der Transport der Flugzeuge meist durch Automobile erfolgte, um das Auseinandernehmen und Zusammensetzen der Flugzeuge zu üben. Am schnellsten ließen sich die Eindecker zum Transport auseinandernehmen

für drahtlose Telegraphie nach System Rouzet ausgerüstet. Auch diese Apparate bewährten sich gut, indem es möglich war, eine Verständigung bis auf 100 km zu erreichen, bei einer Flughöhe von 500 bis 1600 m Höhe. Die Antenne hatte dabei eine Länge von 50 m.

Es sei hierbei bemerkt, daß die Flugzeuge in einer Mindesthöhe von 800 m fliegen sollten, was aber nicht immer eingehalten wurde.

Der Apparat auf dem Flugzeuge zum Geben und Empfangen hat ein Gewicht von 30 kg; die Dynamomaschine für die Stromerzeugung wird vom Motor mittels Kette angetrieben und beansprucht nur ca. $\frac{1}{2}$ PS. Die Dynamomaschine mit allen Nebengeräten nimmt nur wenig Raum in Anspruch (Grundfläche 27×27 cm), da die Apparate übereinander gebaut sind (Höhe 65 cm). Die beiden Luftschiffe und ebenso das Reserve-Luftschiff (»Adjutant Vincenot«) waren ebenfalls mit Apparaten für drahtlose Telegraphie ausgerüstet.

Die Flugzeuge unterstanden dem Oberkommandierenden jeder Armee, und zwar war das Lager der Flugzeuge der blauen Armee bei Voultegeon, das der roten Armee bei Tournon St. Martin. Im Laufe der Manöver wurden die

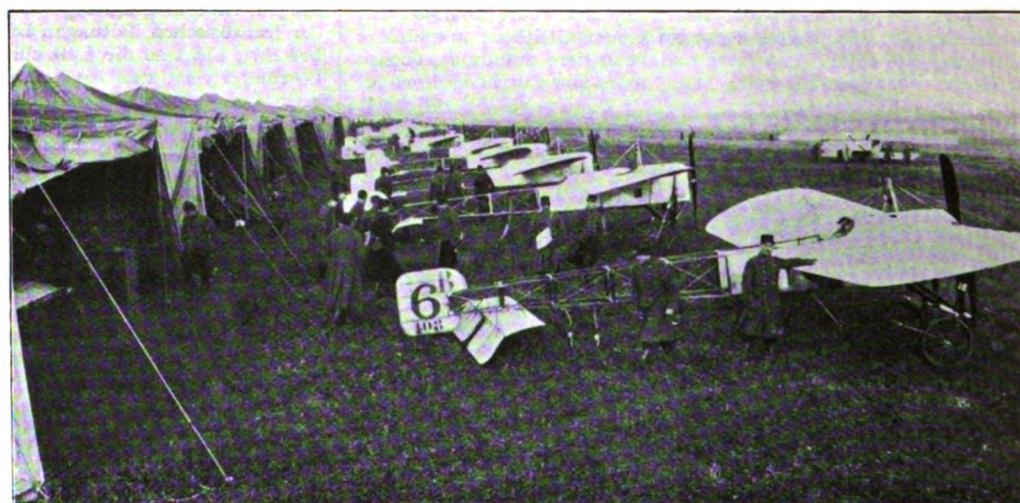


Fig. 7. Eskadrilles »Borel« und »Blériot«.



Fig. 8. Neuer Zweidecker von H. Farman.

und ebenso für den Flug wieder zusammensetzen, namentlich der Eindecker Borel, bei dem das Auseinandernehmen nur $\frac{1}{2}$ Std. in Anspruch nimmt. In einigen Fällen war es sogar in 25 Min. beendet.

Zum Schluß der Manöver wurde auf dem Militärflugfelde Villacoublay am 28. September eine Parade der Flugzeuge abgehalten, an welcher 72 Flugzeuge teilnahmen, ebenso waren die dazugehörigen Transportwagen, Automobil- und Werkstattwagen, Flugzeugschuppen usw. aufgestellt. Es ist dies die größte Anzahl von Flugzeugen, die bisher an einem Platz vereinigt war.

Die nebenstehenden Bilder sind Aufnahmen dieser Flugzeugparade.

Was die Leistungen der Flugzeuge anbelangt, so wurden die schnellen Eindecker und Zweidecker meist für den Kundschafterdienst auf größere Entfernungen benutzt. Mehrere dieser Flugzeuge haben Gebiete von 200 bis 300 km Umfang in zwei bis drei Stunden beobachtet und gute Meldungen zurückgebracht.

Von den 48 Militärflugzeugen, die sämtlich in Dienst standen und im Laufe der Manöver durchschnittlich jedes über 1000 km zurückgelegt haben, sind 36 ohne jeden Unfall geblieben. Zwölf Flugzeuge hatten Unfälle und zwar wurden fünf vollständig zerstört; die übrigen konnten ausgebessert werden, und zwar dauerte die Reparatur durchschnittlich $1\frac{1}{2}$ Tage, im längsten Falle 3 Tage. Von den im Privatbesitz befindlichen Reserveflugzeugen erlitten drei geringfügige Beschädigungen. Es ist dabei zu bemerken, daß das Wetter im allgemeinen nicht sehr günstig war, da an fünf von den neun Manövertagen starker Wind wehte und das Wetter regnerisch und neblig war.

Anschließend an diesen Bericht seien noch die Schießversuche erwähnt, welche die französische Marine bei Toulon am 24. September ausführte. Es wurde durch den schnellen Torpedojäger »Fourche« ein unbemannter Drachen mit über 30 km Geschwindigkeit in einer Höhe von 800 bis 1000 m gezogen und dabei der Drachen aus einer Batterie von 7,5 cm-Geschützen mit Schrapnells beschossen und zwar im ganzen mit 56 Schuß während $\frac{1}{4}$ Std. Es war jedoch nicht ein einziger Treffer zu verzeichnen. Es scheint demnach, daß die Annahme des Oberst Hirschauer, des Leiters des französischen Militärflugwesens, richtig ist, wonach in einer Höhe von 800 m die Flugzeuge vor Angriffen von der Erde aus sicher sind.

Flugschau.

Neuer Passagierrekord. Auf dem Flugfelde Teltow erreichte am 27. September Ingenieur Slabatsnig mit drei Passagieren auf dem Pfeil-Zweidecker System Bomhard (mit 125 PS österr. Daimler-Motor) die Höhe von 1120 m. Die Nutzlast betrug bei diesem Flug 295 kg.

Einen sehr bemerkenswerten Flug, den man als »Sturm-Rekordflug« bezeichnen kann, führte am 1. Oktober auf dem Flugfelde Johannisthal Hanuschke auf seinem selbst konstruierten Eindecker (mit 50 PS Gnome-Motor) aus. Hanuschke startete gegen einen Wind von 25 m/Sek., welche Windstärke auch zu gleicher Zeit vom Observatorium Lindenberg festgestellt wurde (in 300 m Höhe über 30 m). Hanuschke flog etwa 10 Min. in einer Höhe von 250 bis 270 m, doch konnte sein Flugzeug gegen den starken Wind nicht aufkommen, wurde vielmehr nach rückwärts abgetrieben, trotzdem der Motor mit voller Kraft arbeitete. Trotz des starken Windes konnte Hanuschke glatt landen. Die Flugplatzgesellschaft belohnte Hanuschke mit einem besonderen Preis von M. 1000.

Einen neuen Passagierweltrekord hat Sturmflieger Abramowitch auf dem Wright-Militärflugzeug (85 PS Motor N.A.G.), mit dem er im Juli ds. Js. von Berlin nach Petersburg flog, aufgestellt: Er stieg am Spätnachmittag des 24. Septembers mit vier Fluggästen, also zu fünft, vom Flugplatz des Kaiserlichen Aeroklubs in Petersburg auf und blieb 45 Min. 55 Sek. in der Luft, bis ihn die Dunkelheit zur Landung zwang. Die Flughöhe betrug durchschnittlich 400 bis 500 m.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. J. 13 490. Elastische Luftschraube mit veränderlicher Flügelsteigung. Robert Jördt, Hamburg, Marienthalerstr. 141. A 23. 3. 11. E 19. 11. 12.

77h. E. 17 618. Ballonventil mit Geradföhrung durch Kniehebel. Dipl.-Ing. Carl Eberhardt, Berlin-Reinickendorf-West, Scharnweberstr. 116. A 20. 12. 11. E 23. 11. 12.

77h. R. 31 329. Vorrichtung zur Verankerung von Luftschiffen. Hans Roeder, Berlin-Wilmersdorf, Güntzelstraße 48. A 4. 8. 10. E 23. 11. 12.

77h. B. 63 235. Flugzeug mit zwei übereinander angeordneten Tragflächen. Karl Bomhard, Berlin, Neue Winterfeldtstraße 46. A 22. 5. 11. E 26. 11. 12.

77h. O. 7743. Bootsformiger Rumpf für Flugzeuge. Max Oertz, Neuhoft bei Hamburg. A 4. 9. 11. E 26. 11. 12.

77h. B. 63 418. Doppeldecker mit versetzten Tragflächen. Wilhelm Blank, Dresden, Münchenerplatz 2. A 9. 6. 11. E 30. 11. 12.

77h. H. 55 948. Durch Propellerschrauben fortbewegbarer Lufttorpedo. Eugen Hornung, Wien; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner u. E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A 13. 11. 11. E 30. 11. 12.

77h. Sch. 38 549. Durch Prallschläuche entfaltbarer Fallschirm für Flugzeuge. Kurt Schultze, Berlin-Pankow, Berlinerstr. 28. A 9. 6. 11. E 30. 11. 12.

46a. V. 10 391. Explosionskraftmaschine mit zwei gegenüberliegenden Gruppen zueinander paralleler und um eine feste Welle kreisender Zylinder. Louis Vallez, Lille (Frankr.); Vertr.: J. P. Schmidt u. O. Schmidt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. A 10. 10. 11. E 30. 11. 12.

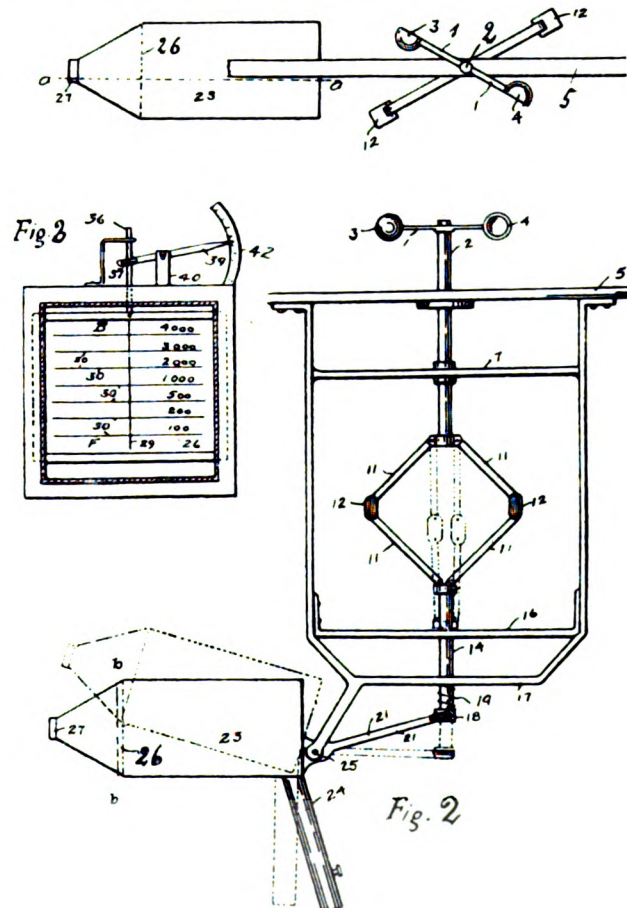
Patent-Erteilungen.

46c. 251 751. Vorrichtung zur Umschaltung der Zündung von Explosionsmotoren von einer Zündkerze auf eine Ersatzkerze unter gleichzeitiger Freigabe der letzteren und Abdeckung der abgeschalteten Kerze. Armand Jean Auguste Deperdussin, Paris; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, Dipl.-Ing. C. Weihe, Dr. H. Weil, Frankfurt a. M. 1, u. W. Dame, Berlin SW. 68. 3. 12. 11. D. 26 144.

46d. 251 514. Reaktionsgasturbine mit umlaufenden Zylindern, welche in Reaktionsdüsen auslaufen. Paul Bärwinkel, Marcinelle, Belg.; Vertr.: O. Wolff, H. Dummer u. Dipl.-Ing. R. Ifferte, Pat.-Anwälte, Dresden. 23. 11. 10. B. 60 902.

Auszüge aus den Patentschriften.

248 769. Zielvorrichtung für von einem Luftfahrzeug ausgeworfene Geschosse. Frank Lee Slack in Inglewood, V. St. A. Die Vorrichtung dient dazu, um von einem Luftfahrzeuge jenen Punkt zu finden, an welchem ein



Zu Nr. 248 769.

vom Fahrzeug abgeschleudertes Geschöß die Erdoberfläche treffen wird.

Die Lage dieses Punktes schwankt je nach der Geschwindigkeit, mit welcher sich das Fahrzeug bewegt, da das Geschöß in jenem Zeitpunkt, in welchem es das Flugzeug verläßt, die gleiche Geschwindig-

keit hat. Vermittelt des Entfernungsfinders wird ein Bild des vermutlichen Treffpunktes auf eine geschliffene Spiegelscheibe einer Kamera projiziert, welche im Gesichtsbereich des Führers ist.

Auf der Welle 2, welche im Gestell 5 des Flugzeuges drehbar gelagert ist, sitzen die Arme 1, an deren Enden die Schalen 3 und 4 befestigt sind. In Deckung mit der Welle 2 ist eine verschiebbare und drehbare Welle 14 angeordnet, welche mit der Welle 2 durch die Gelenkarme 11 in Verbindung steht, wobei diese Arme durch die Gewichte 12 nach Art eines Fliehkraftreglers eine Längsverschiebung der Welle 14 je nach der Geschwindigkeit der Welle 2 herbeiführen. Zwischen dem am anderen Ende der Welle 14 sitzenden Kragen 18 und einem Teil des Gestells ist eine Schraubenfeder 19 eingeschaltet. An einem Arm ist bei 25 ein Hebel 21 angelenkt, der vermittelt eines Stiftes die Welle 14 faßt. An das andere Ende des Hebels 21 ist eine Kamera 23 angeschlossen, in welche das Fernrohr 24 eingesetzt ist, das ein Bild auf die Fläche 26 im Innern der Kamera wirft. Durch das Okular 27 kann dieses Bild beobachtet werden.

Durch den Wind werden die Schalen 3 und 4 in Drehung versetzt und drehen dann auch die Welle 2. Die Geschwindigkeit dieser Welle ändert sich also mit der Geschwindigkeit des Fahrzeuges. Durch die Bewegung der Gewichte des Reglers wird die Welle 14 verschoben, und der Hebel 21 mit der daran befestigten Kamera wird ausgeschwungen. Die Gesichtslinie des Fernrohrs schwingt dadurch etwas nach vorwärts in der Flugrichtung des Fahrzeuges. Die Spannung der Feder 19 kann benutzt werden, um die Ausschwingung in das richtige Verhältnis mit den verschiedenen Geschwindigkeiten zu bringen.

Die senkrechte Linie 29 auf Platte 26 bildet die Mittellinie des Gesichtsfeldes des Fernrohrs. Da der Punkt des Einschlagens auch von der Fallhöhe des Geschosses abhängt, sind auf der Platte 26 wagerechte Linien vorgesehen, an welchen verschiedene Höhenbezeichnungen begedruckt sind. Diese Linien unterteilen das reflektierte Bild in eine Anzahl von Zonen, für welche die Geschwindigkeit in verschiedenen Höhenlagen die gleiche ist.

Die Linsen im Fernrohr 24 sind so angeordnet, daß im Bild der näher gelegene Teil der Landschaft nach oben zu liegen kommt. Wenn sich das Flugzeug nach vorn bewegt, so zieht das Bild von unten nach oben über die Platte 26.

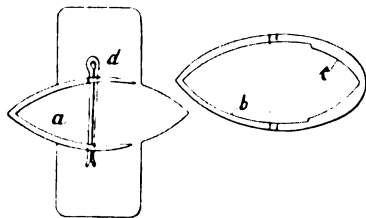
Bewegt sich das Flugzeug mit dem Wind, so trägt natürlich der Wind dazu bei, das Geschöß aus seiner Bahn nach vorn abzuweichen und bewirkt außerdem, daß die Schalen 3 und 4 mit einer geringeren als der absoluten Fahrgeschwindigkeit vom Luftstrom getroffen werden. Das Fernrohr muß dann etwas nach vorn geschwungen oder die Platte 26 nach abwärts geschoben werden.

Bewegt sich das Flugzeug gegen den Wind, so hat die Luft das Bestreben, das Geschöß nach rückwärts zu treiben und die Schalen zu schnell anzutreiben. In diesem Falle muß zur Korrektur des Fehlers die Platte nach aufwärts geschoben werden.

Diese Bewegung erfolgt vermittelt des Hebels und des Zeigers 39 von Hand und kann durch die Mutter festgestellt werden. Die Geschwindigkeit des Windes wird vor der Abfahrt durch ein Anemometer bestimmt. Die Höhe des Fahrzeuges ergibt sich aus der Ablesung eines Barometers. Der Führer wählt dann die seiner Höhe entsprechende Zone aus und findet das Ziel vermittelt der senkrechten Linie, welche durch die Zone hindurchgeht.

246 604. Strebenbefestigung für Flugzeuge. Bollekens Frères in Antwerpen. Um beim Zusammenlegen eines Flugzeuges Spanndrähte zu sparen und die einzelnen Streben schnell aus ihren Schuhen ziehen zu können, sind die Stiele seitlich herausziehbar.

Die Schuhe *a* für die Stiele sind nach einer Seite hin offen. Da durch dieses seitliche Hinausschieben der Streben die Spannung der einzelnen Spanndrähte nicht in Mitleidenschaft gezogen wird, ist ihr vorheriges Lösen unnötig. Zum Festhalten der Strebe in ihrem Schuh *a* ist auf ihr ein der Form des Schuhs angepaßter Ring *b* verschiebbar, welcher sich stramm um den Schuh legen läßt und außer



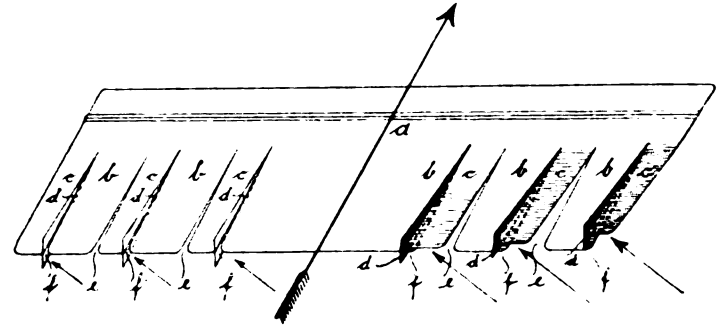
Zu Nr. 246 604.

dem sich mit der dem offenen Schuhteil zugekehrten Seite *c* gegen den Stiel legt. Um ein Spiel dieses Ringes zu verhüten, wird ein Splint *d* unmittelbar oberhalb des Ringes durch den Stiel oder durch den Ring und Schuh hindurchgesteckt.

248 599. Tragfläche mit selbsttätigen Stabilisierungseinzeltragflächen für Flugzeuge

u. dgl. Georg Grünberg und Georg Hoffmann in Kiel. Die in der Pfeilrichtung sich bewegendes Tragfläche *a* besteht in ihrer hinteren Ausdehnung aus mehreren gleichmäßig durchfedernden, schwingbaren Einzelflächen *b* und *c*, die durch sich nach hinten zu erweiternde Schlitzte *e* und *f* voneinander getrennt und an den nach innen liegenden Kanten der Einzeltragflächen *c* zum Teil mit senkrechten Querwänden versehen sind.

Der von unten kommende rechtsseitige Windstoß drückt die Einzeltragflächen *c* der rechten Tragflächenhälfte nach oben und strömt zum Teil durch die sich erweiternden Schlitzte *e* und *f*, während



Zu Nr. 248 599.

die sich den übrigen Tragflächen der rechten Tragflächenhälfte mitteilende Windströmung versucht, den rechten Flügel nach oben zu drücken. Diese Neigung nach oben wird dadurch verhindert, daß sich die Windströmung auch der linken Tragflächenhälfte mitteilt, dort ebenfalls Widerstände an den Querwänden *d* der Einzeltragflächen *c* findet, aber nur langsam durch die wenig geöffneten Schlitzte *e* und *f* nach oben strömen kann. Dadurch wird auch die linke Tragflächenhälfte gehoben und das Gleichgewicht der Tragfläche wieder hergestellt. Dasselbe ist umgekehrt bei einem Windstoß von links oder von oben der Fall.

Zur Beachtung.

Auf mehrfache Anfragen sei wiederholt mitgeteilt, daß unter »Patentschau« veröffentlicht werden:

1. alle neu zur Auslage kommenden Patentanmeldungen der Klasse 77h (Luftfahrzeuge),
2. aus Klasse 40 (Motoren) nur die wichtigsten, Luftfahrt betreffenden zur Auslage kommenden Anmeldungen.
3. Unter »Auszüge aus den Patentschriften« kommen die wichtigsten erteilten Patente der Klasse 77h zur Besprechung, über die bereits Patentschriften erschienen sind.

Wichtige, erteilte Patente der Klasse 40 werden unter »Patent-Erteilungen« veröffentlicht.

Die Schriftleitung.

Bücher-Besprechungen.

Linke, Aeronautische Meteorologie II. Der erste Teil ist schon vor einiger Zeit erschienen und hier besprochen worden. Der nun vorliegende zweite Teil behandelt zunächst eingehend die Wolken, ihre Klassifikation, Aussehen und sonstige charakteristische Eigenschaften. Ein besonderes Kapitel behandelt die Luftschichtungen. Wetterkunde und Wetterdienst werden sowohl nach ihrer wissenschaftlichen wie nach ihrer organisatorischen Seite besprochen, dann folgt ein Kapitel über Luftwirbel und schließlich über optische Erscheinungen. Die große eigene Erfahrung des Verfassers zeigt besonders der Anhang: Anweisung zu wissenschaftlichen Ballonfahrten. Hier scheint der Hauptzweck des Werkes zutage zu treten, nämlich dem Laien die wissenschaftlichen Grundlagen zu bieten, um von Ballonfahrten wirklich brauchbare meteorologische Beobachtungen mitzubringen, so daß möglichst viele der gewöhnlichen Ballonfahrten der Wissenschaft dienstbar werden. Doch wird auch dem reinen Sportsmann in der Luftfahrt eine Fülle praktisch wertvollen Wissens geboten. Von einer Reihe interessanter eigener wissenschaftlicher Hypothesen des Verfassers sei hier nur der Hinweis auf die Diffusion des Wasserdampfes als Entstehungsursache des Stratus hervorgehoben, wogegen seine Vermutung über die Entstehung der Dunstschichten die Erscheinung nicht erklären zu können scheint. Als Hauptvorzug des Buches möge neben der flotten, angenehm lesbaren Sprache die strenge Beschränkung auf aeronautisch Wichtiges genannt sein, welche es allein ermöglichte, den Stoff auf so geringem Umfange geradezu erstaunlich erschöpfend zu behandeln. Diese Eigenschaften machen das Werk besonders wertvoll nicht nur für den Laien, sondern auch für den wissenschaftlich bereits durchgebildeten Luftfahrer. P. Hirsch.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR	DR.-ING. H. FÖTTINGER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR.-ING. F. BENDEMANN	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG L. E.	R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. R. EMDEN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	DR. FRITZ HUTH	DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
DR. S. FINSTERWALDER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG		

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

26. Oktober 1912.

Heft 20.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen. VI. Ein einfaches Luftschraubendiagramm. Von Dipl.-Ing. C. Dornier. (Mit Tafel XIV.) S. 257.
Zur Füllungstemperatur des Freiballons (V). Von K. Bassus und A. Schmauß. S. 258.

Theorie meines Winddruckschreibers. Von G. v. d. Borne. S. 267.
Flugzeuge von der Herbstflugwoche in Johannisthal. 264.
Ausstellungen. S. 266.
Patentschau. S. 266. — Bücher-Besprechungen. S. 268.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Mitteilungen des Luftschiffbau Zeppelin Friedrichshafen.

VI. Ein einfaches Luftschraubendiagramm.

Von Dipl.-Ing. C. Dornier. (Mit Tafel XIV.)

Die experimentellen Untersuchungen über das Verhalten von Luftschrauben haben ergeben, daß für die ortsfeste Schraube mit großer Annäherung der Schub proportional mit dem Quadrate, die Leistung proportional mit der dritten Potenz der Drehzahl wächst.

Die Abweichungen vom »quadratischen« Gesetze, welche man bis jetzt kennt, dürften ohne praktischen Belang sein. Derartige Abweichungen sind beobachtet worden bei außerordentlich hohen Umfangsgeschwindigkeiten, bei ganz verfehlten, zweckwidrigen Flügelabmessungen¹⁾ und bei zu hohen Flügelzahlen.

Umfangsgeschwindigkeiten, welche der Schallgeschwindigkeit nahe kommen, verbieten sich aus wirtschaftlichen und konstruktiven Gründen von selbst. Vor der Wahl gänzlich ungeeigneter Flügelquerschnitte sind wir jetzt durch die vertieften Kenntnisse der Strömungsvorgänge an bewegten Flächen bewahrt. Es könnte also nur noch die, infolge zu großer Flügelzahl²⁾, auftretende Abweichung vom quadratischen Gesetze eine praktische Bedeutung gewinnen.

Mit diesen Einschränkungen: Umfangsgeschwindigkeit kleiner als die Schallgeschwindigkeit, den aerodynamischen Forderungen entsprechende Flügelabmessungen und beschränkte

¹⁾ Dr.-Ing. Bendemann berichtet in den »Luftschraubenuntersuchungen« über Versuche mit derartigen Profilen.

²⁾ Der Verfasser hat in einem »Beitrag zur Berechnung der Luftschrauben«, Verlag von Julius Springer, Berlin, auf die Abweichungen vom quadratischen Gesetze hingewiesen, welche infolge zu großer Flügelzahl auftreten. In der erwähnten Arbeit wird aber auch an Hand von Versuchsmaterial dargetan, daß die Kraft-

Flügelzahl, kann man aber ganz allgemein die Gültigkeit des quadratischen Gesetzes als erwiesen ansehen.

Bezeichnet man den bei der minutlichen Drehzahl n erzielten Axialschub mit S , die aufgewandte Leistung mit L , so kann man für die ortsfeste Schraube schreiben:

$$\frac{S}{n^2} = \text{konstant} = \mathfrak{S}$$

$$\frac{L}{n^3} = \text{konstant} = \mathfrak{L}$$

Bei der Schraube im Marsche bleibt die Strömung der Luft durch den Schraubenkreis ungeändert, so lange sich der Quotient $\frac{\text{Marschgeschwindigkeit}}{\text{Winkelgeschwindigkeit}} = \frac{c}{\omega}$ nicht geändert hat. So lange nur eine Zunahme der Strömungsintensität erfolgt, das Strömungsbild aber erhalten bleibt, gilt, wie verschiedentlich nachgewiesen wurde, auch für die Schraube in Fahrt, das quadratische Gesetz.

Eine Reihe von Versuchen mit Schrauben im Marsche hat denn auch stets ergeben, daß, solange $\frac{c}{\omega}$ sich nicht ändert, die Bedingungen

$$\frac{S}{n^2} = \text{konstant} = \mathfrak{S}; \quad \frac{L}{n^3} = \text{konstant} = \mathfrak{L}$$

erfüllt waren. Es sei hier nur auf die Luftschraubenuntersuchungen der »Ila« hingewiesen, über welche P. Béjeuhr in dieser Zeitschrift eingehend berichtete.

ausnutzung, d. h. das Verhältnis des erzielten Schubes zum aufgewendeten Drehmomente mit wachsender Flügelzahl abnimmt. Aus diesem Grunde verbieten sich zu viele Flügel von selbst. Übrigens wird man schon mit Rücksicht auf das Gewicht mit den Flügelzahlen nicht über vier hinausgehen.

Trägt man sich die Werte Ξ und \mathcal{Q} als Ordinaten zu den entsprechenden Werten von $\frac{c}{n}$ als Abszissen auf und verbindet die so erhaltenen Punkte durch Kurven, so ist das Verhalten der Schraube bei beliebigen Arbeitsbedingungen bekannt. Diese an sich nicht neue Darstellungsweise ist die Grundlage des unten beschriebenen Diagrammes¹⁾ zur Auswertung von Propellerversuchen, das wegen seiner Einfachheit vielleicht für weitere Kreise von Interesse ist.

Das Diagramm gibt ohne jede Rechnung den Zusammenhang zwischen Schub, Leistung, Marschgeschwindigkeit, Turenzahl und Wirkungsgrad einer Luftschraube und gestattet außerdem, falls die Motorcharakteristik bekannt ist, die für den jeweilig in Betracht kommenden Betriebszustand nötige Übersetzung von Motor zu Propeller zu bestimmen.

In dem mittleren Teil des Diagrammes sind die aus Meßwerten berechneten Proportionalitätswerte Ξ und \mathcal{Q} einzutragen, als Ordinaten der entsprechenden Werte von $\frac{c}{n}$ als Abszissen.

Als Maßstäbe²⁾ wurden gewählt

$$\Xi = \frac{S}{n^2} 5 \cdot 10^5 \text{ in mm}$$

$$\mathcal{Q} = \frac{L}{n^3} 5 \cdot 10^7 \text{ in mm.}$$

Das unterhalb der Abszissenachse des mittleren Teiles anschließende Diagramm ermöglicht, falls die Marschgeschwindigkeit c und die Turenzahl n des Propellers gegeben sind, sofort die Abszisse des zugehörigen Wertes von $\frac{c}{n}$ und hiermit die entsprechenden Werte von Ξ und \mathcal{Q} aufzufinden.

Die seitlich oben angegliederten Diagramme ersparen die Berechnung von S und L aus den Größen Ξ und \mathcal{Q} .

Mit Bezug auf die gewählten Maßstäbe kann man schreiben:

$$\frac{S}{\Xi} = \frac{n^2}{5 \cdot 10^5} \text{ bzw. } \frac{L}{\mathcal{Q}} = \frac{n^3}{5 \cdot 10^7}.$$

Zieht man also durch die Punkte $S=0$ bzw. $L=0$ Scharen von Geraden, welche mit der Ordinatenachse Winkel α und β bilden, deren Tangenten gleich $\frac{n^2}{5 \cdot 10^5}$ bzw. $\frac{n^3}{5 \cdot 10^7}$ sind, so erhält man aus der Beziehung:

$$\frac{S}{\Xi} = \frac{n^2}{5 \cdot 10^5} = \operatorname{tg} \alpha \text{ bzw. } \frac{L}{\mathcal{Q}} = \frac{n^3}{5 \cdot 10^7} = \operatorname{tg} \beta;$$

$$S = \Xi \cdot \operatorname{tg} \alpha \text{ bzw. } L = \mathcal{Q} \cdot \operatorname{tg} \beta.$$

Um also zu irgend einem Werte von Ξ bzw. \mathcal{Q} die einer bestimmten Drehzahl n entsprechenden Werte von S und L zu finden, braucht man von den entsprechenden Punkten der Ξ - und \mathcal{Q} -Kurve nur nach links und rechts horizontal bis zum Schnitte mit n zu gehen. Die Abszissen dieser Schnittpunkte sind die gesuchten Werte von S und L .

Der rechte untere Teil des Diagrammes endlich ist dazu bestimmt, mit Hilfe der Charakteristik des Motors die für eine gewünschte Leistung bzw. einen bestimmten Betriebszustand nötige Übersetzung sofort ablesen zu können.

Um den Gebrauch des Diagrammes leichter veranschaulichen zu können, ist als Beispiel der Verlauf von Ξ und \mathcal{Q} und die dazugehörige Wirkungsgradkurve für einen Propeller von 4,6 m Durchmesser eingetragen. Die folgenden Beispiele dürften die Anwendung der Tafel am raschesten klar machen.

1. Gegeben: Marschgeschwindigkeit $c = 20$ m/Sek.

Propellerdrehzahl $n = 600$ Umdr./Min.

Gesucht: Leistungsbedarf, Schub, Wirkungsgrad.

Das Diagramm ergibt sofort:

Wirkungsgrad 0,68
Schub 410 kg
Leistung 160 PS.

¹⁾ Ein ähnliches Diagramm findet man in dem eingangs erwähnten Buche des Verfassers.

²⁾ Aus drucktechnischen Gründen bzw. wegen des Formats der Zeitschrift ist der Maßstab um $\frac{1}{8}$, also auf $\frac{7}{8}$ verkleinert worden. Die Schriftleitung.

2. Welche Turenzahl bzw. Leistung ist erforderlich, um mit dem gegebenen Propeller am Stande 500 kg zu ziehen?

Man findet sofort: $n = 495$ Umdr./Min.

$L = 148$ PS

Übersetzungsverhältnis = 0,45.

3. Der günstigste Brennstoffverbrauch des Motors liege bei 1200 Umdr./Min., also bei einer Leistung von 160 PS. Wie muß die Übersetzung gewählt werden, um bei dem maximalen Wirkungsgrad des Propellers zu arbeiten und bei welcher Marschgeschwindigkeit ist dieser Betriebszustand möglich?

Man erhält: Turenzahl der Schraube $n = 465$ U./Min.

Übersetzungsverhältnis = 0,38

Marschgeschwindigkeit $c = 20,2$ m/Sek.

4. Welche Leistungen vermag die Schraube bei 18 m/Sek. Marschgeschwindigkeit aufzunehmen, ohne daß der Wirkungsgrad unter 70% fällt?

Man erhält: $n = 525$ bis 362 Umdr./Min.

$L = 104$ bis 21 PS.

Zusammenfassung: Das Prinzip einer einfachen Darstellungsweise von Propellermesswerten wird erläutert und die Anwendung des Diagrammes an einigen Beispielen veranschaulicht.

Zur Füllungstemperatur des Freiballons (V).¹⁾

Von K. Bassus und A. Schmaufs.

Der Münchener Verein für Luftschiffahrt hat uns in dankenswerter Weise Mittel zur Verfügung gestellt, um unsere bisherigen Studien über das Verhalten der Füllungstemperatur in einem Freiballon durch eine Wasserstoff-Hochfahrt zu ergänzen. Über diese Fahrt, die am 4. August 1912 stattfand, wird eine ausführliche Darstellung im nächsten Jahresbericht dieses Vereins erscheinen, während hier in der Hauptsache nur der ermittelte Gang der Füllungstemperatur näher diskutiert werden soll.

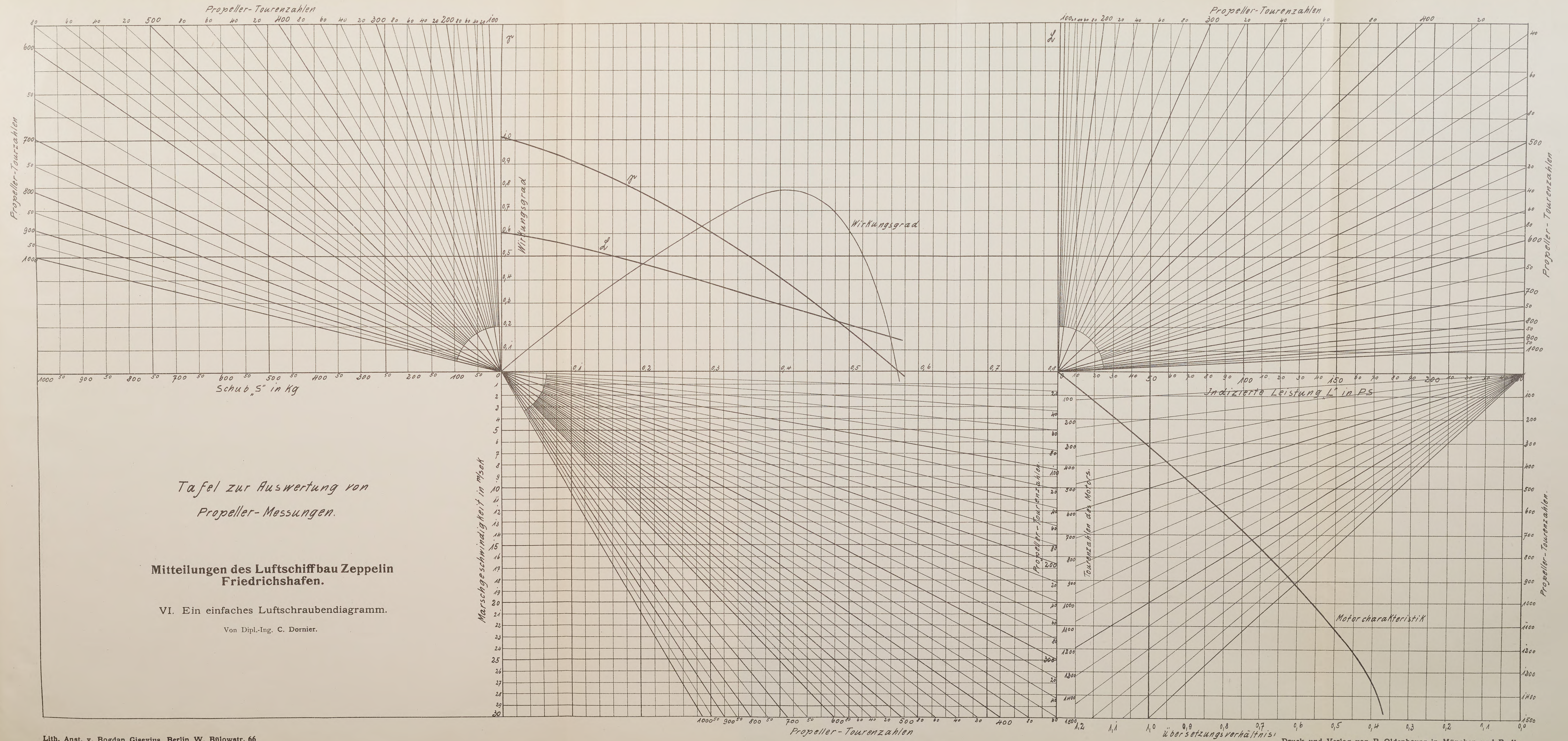
Zur Ausführung der Fahrt hatten wir, dank dem lebenswürdigen Entgegenkommen der hiesigen Gummiwarenfabrik Metzler & Co., einen 2200 cbm-Ballon aus dem bekannten metallisierten Ballonstoff dieser Firma zur Verfügung; das wissenschaftliche Instrumentarium bestand, wie bei unseren früheren Fahrten, aus einem in Höhe des Korbbodens vom Äquator des Ballons herabhängenden ventilierten Baro-Thermo Hygrographen System Bosch-Hergesell, sowie aus einem in der Mitte des Ballons angebrachten ventilierten Thermographen System Sedlbauer-Bassus, die beide vor der Fahrt neu geeicht worden waren. Neu hinzu kamen zwei ebenfalls in Höhe des Korbbodens am Äquator des Ballons befestigte Schwarzkugelthermometer der Firma Fueß, die gegeneinander um 180° versetzt waren und von welchen jeweils das auf der Sonnenseite befindliche abgelesen wurde.

Nach längerem Zuwarten vollzog sich die Fahrt bei einer für unsere Zwecke außerordentlich günstigen Wetterlage: am Aufstiegsort lag dichter Nebel, über ihm aber hatten wir bis zur Landung nahezu wolkenlosen Himmel und reinen Sonnenschein; in 4700, 7500 und 6900 m liegende Inversionen ermöglichten zudem noch jeweils ein längeres Verweilen des Ballons in diesen Höhen. Über den Verlauf und die Messungsergebnisse gibt die hier folgende Fahrtenzeichnung, in der alle Elemente als Funktion der Zeit eingetragen sind, erschöpfenden Aufschluß.

* * *

Infolge verschiedener äußerer Umstände verstrich zwischen Beendigung der Füllung und Abfahrt mehr als eine Stunde; wir finden daher, im Zusammenhang mit dem oben erwähnten dichten St., für Lufttemperatur, Füllungstemperatur und Schwarzkugelthermometer einen nahezu gleichen Ausgangswert, nämlich 14°. Um 8⁵⁴ a erfolgt die Abfahrt mit einer Steigkraft von 40 kg; der nur 200 m mächtige St. wird

¹⁾ Vgl. ds. Ztschr. 1911 Heft 17 und 23, 1912 Heft 5 und 6.



schon nach 1 Min. durchstoßen, und der Ballon steigt mit einer Geschwindigkeit von 3,4 m/sek bis zu seiner ersten Gleichgewichtslage, die er um 9¹⁹ in 4700 m erreicht. Während dieses Anstiegs nimmt die Füllungstemperatur um 14° ab, ihr Überschuß gegen die Lufttemperatur auf 6,5° zu; auf die unmittelbar über dem St. einsetzende sehr starke Zunahme der Lufttemperatur und Strahlung reagiert sie infolge der Raschheit des Aufstiegs nur mit einer kleinen Verzögerung im Tempo ihrer Abkühlung (bis 9²¹). Aus dem gleichen Grunde entspricht auch die höchste Temperaturangabe des Schwarzkugelthermometers mit 44° um 8⁵⁵ sicherlich nicht dem vollen Betrag der Strahlung, die wir über dem St. angetroffen haben, was übrigens auch durch ein geringes Anwachsen der aktinometrischen Differenz von 8⁵⁶ bis 9¹⁹ bestätigt wird, die trotz der (von unten) stark abnehmenden Strahlung eintrat; dagegen war, in Übereinstimmung mit früheren Laboratoriumsversuchen, die Empfindlichkeit der beiden Thermographen sowie des Hygrographen auch diesmal wieder eine sehr gute.

Um 9¹⁹ begann ein 47 Minuten währendes Schwimmen des Ballons (bis 10⁰⁰) in 4800 m über einer schwachen Dunstschicht. Die aktinometrische Differenz ging hierbei von 37° auf 23,5° zurück, was sich durch die fortschreitende Auflösung des unter dem Ballon befindlichen St. sowie unsere (seitlich) zunehmende Entfernung von ihm erklärt; die Füllungstemperatur stieg jetzt ausgiebig an und erreichte kurz vor dem Ende der Gleichgewichtslage einen Maximalwert mit 24° Übererwärmung über die Lufttemperatur. Der Ballon hat also in diesem Teil der Fahrt den »Fall 7« der in Heft 6, 1912 dieser Zeitschrift von uns für den Gang der Füllungstemperatur aufgestellten theoretisch möglichen Fälle angenähert durchgemacht. Vom Erreichen dieses Maximalwerts an fallen für den ganzen weiteren Verlauf der Messungen die Temperaturen des Schwarzkugelthermometers und des Füllgases zusammen.

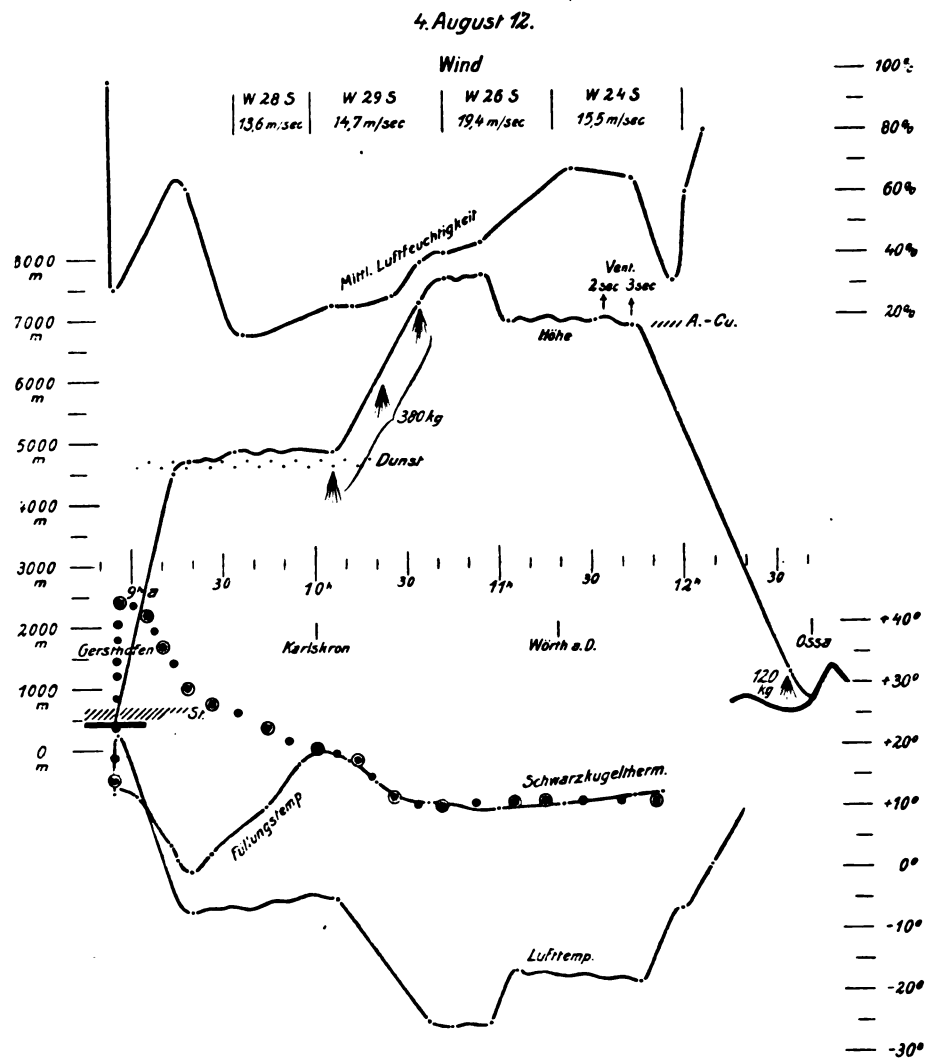
Ab 10⁰⁰ wird der Ballon durch ausgiebige Ballastabgabe mit einer mittleren Steiggeschwindigkeit von 1,4 m/sek höher getrieben und erreicht um 10⁴³ seine größte Höhenlage mit 7700 m. Die aktinometrische Differenz steigt hierbei, entsprechend unserem Vordringen in immer reinere Luft, von 23,5° auf 36°, und um den nämlichen Betrag steigt auch der Überschuß der Füllungstemperatur. In der diesem Anstieg folgenden kurzen Gleichgewichtslage ändert sich an diesen Verhältnissen nichts.

Um 10⁵⁵ fällt sodann der Ballon mit einer Fallgeschwindigkeit von 1,5 m/sek auf eine neue, beim Aufstieg nicht angetroffene Inversion herab; die Strahlung nimmt laut Angabe des Schwarzkugelthermometers dementsprechend wieder etwas ab, so daß die aktinometrische Differenz nur mehr 26,5° beträgt, und um (nahezu) den gleichen Betrag geht gleichzeitig auch der Überschuß der Füllungstemperatur wieder zurück. In der sich diesem Abstieg anschließenden dritten Gleichgewichtslage (11⁰⁴ bis 11⁴⁴) ändert sich an diesen Werten wiederum nichts. Bei dem daraufhin durch Ventilziehen eingeleiteten endgültigen Abstieg mußten die Registrierinstrumente leider alsbald außer Betrieb gesetzt werden.

Es ist von Interesse, die Angaben des bei dieser Fahrt erstmals von uns mitgenommenen Schwarzkugelthermometers mit dem Gang der Füllungstemperatur noch besonders zu vergleichen.

Hierbei tritt vor allem die Tatsache in die Erscheinung, daß ab 10⁰⁰ die Temperaturen der Füllung und des Schwarzkugelthermometers zusammenfallen, und, mit praktisch zu vernachlässigenden Abweichungen, bis zum Schlusse der Messungen einander gleich bleiben. Diese Tatsache besagt, daß unser Ballon ab 10⁰⁰ die Temperatur eines schwarzen Körpers besaß, was zwar an sich nicht überraschend und von uns schon früher¹⁾ als wahrscheinlich bezeichnet worden ist, aber trotzdem hervorgehoben zu werden verdient. Warum dies auch für den metallisierten Metzeler-Ballonstoff eintreten mußte, darauf werden wir am Schlusse unserer Arbeit noch zurückkommen.

Der Ballon hatte also von diesem Zeitpunkt an die höchste Temperatur, die ein Körper durch Bestrahlung überhaupt annehmen konnte, und daraus ergibt sich,



daß er sich von da an im Strahlungsgleichgewicht²⁾ befand. Und weiter folgt hieraus die allgemein gültige Regel, daß ein Ballon sich immer, aber auch nur dann im Strahlungsgleichgewicht befindet, wenn er die Temperatur eines schwarzen Körpers, d. i. eines Schwarzkugelthermometers, besitzt.

Mit der Feststellung dieser Tatsache vereinfacht sich aber die Beurteilung des Gangs der Füllungstemperatur für den weiteren Verlauf der Fahrt sehr wesentlich; denn wir erkennen, daß der Ballon dabei dauernd im Strahlungsgleichgewicht verblieb, und daraus folgt mit absoluter Sicher-

¹⁾ Ds. Ztschr. 1912 Heft 5.

²⁾ Ein der Bestrahlung ausgesetzter Körper befindet sich bekanntlich im Strahlungsgleichgewicht, wenn er, ohne auf andere Weise Wärme zu empfangen oder abzugeben, in der Zeiteinheit durch Absorption von Strahlung ebensoviel Kalorien festhält als er selbst durch Ausstrahlung verliert.

heit, daß er, wie dies in analogen Fällen auch bei unseren früheren Fahrten festgestellt wurde, auf einsetzende und aufhörende Ventilation¹⁾ und Druckänderung, wie solche um 10⁰⁶, 10⁴³, 10⁵⁵, 11⁰⁴ und 11⁴⁴ eintraten, nicht reagierte, indem er dabei die höchstmögliche Füllungstemperatur unentwegt beibehielt²⁾. Es sei hier noch erwähnt, daß die Konstanz der absoluten Temperaturen von Schwarzkugellthermometer und Füllung von 10⁵⁵ bis 11⁰⁴, die sich trotz einer gleichzeitigen Zunahme der Lufttemperatur um 8,5⁰ vorfindet, dadurch zu erklären ist, daß die während dieses Abstiegs eintretende Abnahme der Strahlung und Zunahme der Lufttemperatur sich in ihrer Wirkung zufälligerweise kompensierten.

Nach dieser neuerlichen Konstatierung der großen Unempfindlichkeit der Füllung eines Ballons gegen Ventilation und Expansion erschien uns die Abkühlung der Füllungstemperatur während des ersten Anstiegs (8⁵⁴ bis 9¹⁹) zunächst sehr rätselhaft; wir fanden auch keine plausible Erklärung hierfür, bis wir von befreundeter Seite auf eine Ursache für dieselbe aufmerksam gemacht wurden, die sowohl diesen als auch einen früheren von uns festgestellten Fall einer derartigen Abkühlung³⁾ einwandfrei zu deuten vermag: es ist zweifellos, daß im Augenblick der Abfahrt die Ballonhülle infolge längeren Liegens auf dem Füllplatz, an dem starker Tauniederschlag herrschte, feucht war, und daß diese Feuchtigkeit nach Durchstoßen des St. rasch zur Verdunstung kam; mit einer Verdunstung von nur ca. 15 kg Wasser auf der Oberfläche des Ballons ist aber, wie eine einfache Rechnung erweist, die erwähnte Abkühlung des Füllgases (das Bestehenbleiben einer Differenz von 30⁰ gegen das Schwarzkugellthermometer) vollständig zu erklären; wir stehen nicht an, uns dieser Erklärung anzuschließen. Es wird von Interesse sein, bei künftigen Fahrten dieses neue Moment weiterhin zu beachten. Das nach dieser Abkühlung gleichzeitig mit dem Aufhören der Aufwärtsbewegung einsetzende Ansteigen der Füllungstemperatur besagt, daß um diese Zeit (9¹⁹) der Ballon entweder ganz trocken geworden war oder ein damals noch vorhandener Rest von Feuchtigkeit von da an infolge des Wegfalls der Ventilation, auf die ein nasser Ballon selbstverständlich (wie ein Aspirationspsychrometer) reagieren muß, nur mehr sehr langsam weiter verdunstete, wozu in diesem Fall auch das Eindringen des Ballons in wieder feuchtere Luft (vgl. das Hyrogramm) beigetragen haben würde. Es ist demnach mit Sicherheit anzunehmen, daß, wenn der Ballon bei der Abfahrt trocken gewesen wäre, die Füllungstemperatur sofort nach dem Durchstoßen des St. (8⁵⁵) anzusteigen begonnen und sich schon damals in einem ähnlichen Tempo wie nach 9¹⁹ der Temperatur des Schwarzkugellthermometers genähert haben würde.

* * *

Wie erwähnt, besaß im Strahlungsgleichgewicht das Füllgas unseres Ballons, also auch dessen Hülle, die Temperatur eines schwarzen Körpers, also die höchstmögliche Temperatur, die ein der Sonnenstrahlung ausgesetzter Körper damals überhaupt annehmen konnte. Hieraus ergibt sich, daß die von Metzeler angewendete Metallisierung, die hinsichtlich der Regenbelastung, der Unsichtbarmachung eines Ballons usw. sicherlich einen Fortschritt bedeutet, für die Herabminderung der Füllungstemperatur keinen Nutzen bringt und auch nicht bringen kann. Es darf eben nicht vergessen werden, daß für die Maximaltemperatur eines bestrahlten Körpers die Begriffe »hell« und »dunkel« von keinerlei Bedeutung sind.⁴⁾

¹⁾ Ventilation = Luftdichte \times Luftgeschwindigkeit.

²⁾ Diese Konstatierung möge gleichzeitig auch als eine teilweise Erwiderung auf eine vor kurzem von Kurt Wegener in »Beitr. zur Physik der freien Atmosphäre«, Band V, Heft 1, publizierte Arbeit über Füllungstemperaturen gelten.

³⁾ Vgl. ds. Ztschr. 1911 Heft 17, die Fahrt vom 19. Januar 1911, erster Aufstieg; vor ihr lag die Ballonhülle auf einer schmelzenden Schneedecke.

⁴⁾ Vgl. z. B. Müller-Pouillet, Lehrbuch der Physik und Meteorologie, 10. Aufl. 2. Ed. § 306. Daß im Strahlungsgleich-

Dagegen scheinen die Änderungen der Füllungstemperatur beim metallisierten Ballonstoff langsamer vor sich zu gehen als wie bei dem gewöhnlichen gelben Ballonstoff, was vermutlich darauf zurückzuführen ist, daß dieser Ballonstoff in der Zeiteinheit weniger Wärme absorbiert. Man vergleiche hierzu z. B. das Tempo der Abkühlung beim ersten Anstieg mit demjenigen bei unserer Fahrt vom 28. März 1911 ab 12⁰¹). Auch der Umstand, daß das Originalthermogramm des Füllungsthermographen diesmal kontinuierlicher und weniger struktureich ausfiel als wie bei unseren früheren Fahrten spricht für diese Anschauung. Diese verzögerte Eigenschaft des Metzeler-Ballonstoffs ist sicherlich, z. B. bei Fahrten mit raschem Wechsel zwischen Sonnenbestrahlung und Wolkenschatten, von Wert. Da wir bei unseren früheren Fahrten ein Schwarzkugellthermometer leider nicht mitgenommen haben, können wir jedoch vorläufig nicht mehr als diese qualitative Beurteilung des Metzeler-Ballonstoffs bezüglich seiner thermischen Trägheit geben.

Bei einem in Fahrt befindlichen Luftschiff wird der Metzeler-Ballonstoff gegen den gelben Ballonstoff außerdem voraussichtlich noch einen weiteren Vorteil durch eine stärkere Herabminderung der Füllungstemperatur unter die jeweilige Temperatur des Strahlungsgleichgewichts (= des Schwarzkugellthermometers) bringen; denn diese Abminderung, die erwiesenermaßen²⁾ durch die bei Luftschiffgeschwindigkeiten gegebene Ventilation eintritt, muß um so größer werden, je weniger Wärme die Hülle in der Zeiteinheit absorbiert.

Zusammenfassung der Ergebnisse.

1. Die durch unsere früheren Fahrten ermittelten Gesetzmäßigkeiten im Verhalten der Füllungstemperatur eines Freiballons haben sich auch bei den extremeren Verhältnissen, die eine Hochfahrt bezüglich der Änderungen von Lufttemperatur und Strahlungsintensität bringt, bestätigt; es wurde neuerdings erwiesen, daß ein (trockener) Ballon auf Ventilation und Druckänderungen der Größenordnung, wie sie bei Freiballonfahrten vorkommen, praktisch nicht reagiert. Dagegen hat sich gezeigt, daß bei einem feuchten Ballon durch Ventilation eine beträchtliche Temperaturerniedrigung der Füllung eintreten kann.

2. Die Vermutung, daß ein im Strahlungsgleichgewicht befindlicher Ballon die Temperatur eines schwarzen Körpers besitzt, hat sich als zutreffend gezeigt. Für die Fahrtenpraxis genügt also zur Bestimmung der Füllungstemperatur eines Freiballons nach Erreichung des Strahlungsgleichgewichts jederzeit das Ablesen eines der Sonne ausgesetzten Schwarzkugellthermometers. Die Frage, ob ein Ballon sich im Strahlungsgleichgewicht befindet, wird dabei lediglich durch die Feststellung entschieden, ob seit Eintreten der Konstanz von Lufttemperatur und Strahlung eine bestimmte Zeit verstrichen ist. Bei einem in Fahrt befindlichen Luftschiff wird man (unter gewissen Einschränkungen) die jeweilige Füllungstemperatur durch Subtraktion einer konstanten, von der Eigengeschwindigkeit abhängigen Temperatur von der Temperatur eines Schwarzkugellthermometers ermitteln können.

3. Der metallisierte Ballonstoff der Gummiwarenfabrik Metzeler & Co. setzte das Maximum des Überschusses der Füllungstemperatur unter die Temperatur eines schwarzen Körpers nicht herab, dagegen verzögerte er das Tempo der Änderungen der Füllungstemperatur.

München, September 1912.

gewicht die früher von uns benutzten Ballons ebenfalls die Temperatur eines schwarzen Körpers hatten, ist nunmehr als selbstverständlich zu erachten.

¹⁾ Ds. Ztschr. 1911 Heft 17.

²⁾ Ds. Ztschr. 1911 Heft 23.

Theorie meines Winddruckschreibers.¹⁾

Von G. v. dem Borne.

Über die von mir in dieser Zeitschrift (Heft 14 S. 188) veröffentlichte Beschreibung eines Winddruckschreibers haben die Herren Beyerhof & Schreiber wichtige Bemerkungen an die Schriftleitung gelangen lassen, die mich zu den im folgenden wiedergegebenen Überlegungen veranlaßten. Des anregenden Inhaltes dieser Zuschriften werde ich an geeigneter Stelle gedenken.

Ich setze zunächst voraus, daß in der Luftbewegung »Wind« vertikale Anteile fehlen und daß die Fahne stets genau im Winde steht. Die Angaben des Windschreibers sind dann von der Windrichtung unabhängig.

Die Windgeschwindigkeit nennen wir v . Es möge ihr an der Luvseite der Windfahne der dynamische Überdruck $P_1 = v^2 \kappa_1$, an der die Fahnenstange umgebenden Ringöffnung ein solcher $P_2 = v^2 \kappa_2$ entsprechen. Die Differenz $P_1 - P_2$ nennen wir P . Bei meiner Anordnung beträgt der Absolutwert von P_2 nur wenige % von P_1 , so daß wir ihn vernachlässigen dürfen. Ich habe diese zufällige Tatsache in meinem vorigen Aufsatz nicht ausdrücklich als solche erwähnt und erkenne das deshalb von seiten der Herren B. und Sch. ausgesprochene Monitum gern als berechtigt an. An der grundsätzlichen Form der folgenden Auseinandersetzungen würde sich nichts wesentlich ändern, auch wenn dieser Zufall nicht vorläge.

Luvseite der Fahne und Ringöffnung sind durch Rohrleitungen mit den bei den Seiten des Druckschreibers verbunden. Dort werden Drucke p_1 , p_2 auftreten, deren Differenz p uns der Apparat aufzeichnet.

Er würde eine identische Abbildung der Vorgänge liefern, aus der der Verlauf der Windgeschwindigkeit sich in einfachster Weise ableiten ließe, wenn stets $p = P$ wäre. In der Tat ist im allgemeinen p von P verschieden. Den Unterschied zwischen beiden streben durch die Rohrleitung fließende Strömungen Poisseuillescher Art auszugleichen, so daß die Gleichung gilt:

$$p' = -\frac{1}{\tau} (p - P) \quad \text{oder:} \quad P = p + p' \cdot \tau \quad (1)$$

τ ist diejenige Zeit, innerhalb deren bei konstantem P , $P - p$ auf $\frac{1}{e}$ sinken würde (e Basis der natürlichen Logarithmen). Wir nennen diese wichtige Instrumentalkonstante die »Abfallzeit«. Ist sie experimentell bestimmt, was leicht durchzuführen ist, so können wir den Momentanwert des Winddrucks aus der Schaulinie ableiten. Als Beispiel diene die Deutung einer Schaulinie:

$$p = p_0 + p_1 \frac{\sin 2\pi t}{T} \quad (2)$$

Durch Kombination der Gleichungen (2) und (1) finden wir:

$$P = p_0 + p_1 \frac{1}{\cos \delta} \sin 2\pi \frac{t + \delta}{T},$$

wobei

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{2\pi\tau}{T}$$

ist.

Abgesehen von der Phasenverschiebung $-\delta$, die von geringem Interesse ist, entnehmen wir aus der Gleichung zwei wich-

¹⁾ Die Deutsche Luftschiffahrt-Aktien-Gesellschaft (Delag) in Frankfurt a. M. teilt dem Herausgeber mit, daß ein nach demselben Prinzip konstruierter Apparat sich seit Februar d. J. auf der Luftschiffhalle in Frankfurt a. M. in Tätigkeit befindet. Der Windmesser gestattet jederzeit außer der Windstärke auch die Richtung des Windes zur Hallenachse abzulesen, da die Achse der Windfahne nach innen durchgeführt ist und einen Zeiger trägt, der auf einer Windrose an der Hallendecke spielt. Wie wichtig diese Kombination von Windstärke und Windrichtungsanzeiger für das Aus- und Einbringen der Luftschiffe ist, leuchtet ohne weiteres ein. Der Entwurf und die Ausführung des Apparates erfolgte in den Werkstätten der »Delag«, wo auch ein gleicher für die Halle in Potsdam im Bau begriffen ist.

tige Tatsachen: Der mittlere Winddruck P_0 wird richtig wiedergegeben, die Schwankungen von P aber sind im Diagramm verkleinert, und zwar desto mehr, je größer $\frac{2\pi\tau}{T}$ wird. Durch

Vergrößerung von τ können wir also kurzperiodische Schwankungen des Winddrucks im Diagramm unterdrücken und so den Mittelwert P_0 stärker hervortreten lassen. Wir können aber andererseits τ praktisch gleich 0 machen, so daß der Verlauf von p und P identisch wird. Schließlich ist es möglich, durch eine andere Verbindung zwischen Staupfeil und Manometer Schwankungen mit kurzer Periode im Diagramm hervorzuheben. Ich möchte diese im Gegensatz zu der bisher beschriebenen »direkten Schaltung« (Fig. 1), bei der von jeder Seite

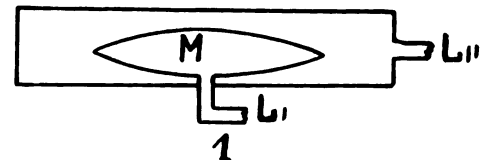


Fig. 1.

der Manometerkapsel M eine gesonderte Rohrleitung (L_1 und L_2) zum Staupfeil führt als »Variometerschaltung« (Fig. 2)

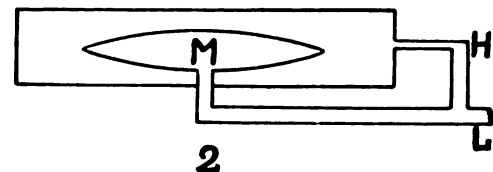


Fig. 2.

bezeichnen. Wir führen nur eine Leitung (L) empor zu der Luvseite der Fahne. Diese Leitung steht durch ein weites Rohr mit der Innenseite der Manometerkapsel in Verbindung. Mit der Gegenseite verbindet sie ein regelbares Haarrohr (H). Statt p registrieren wir jetzt die Differenz $P - p$, die wir mit p_v bezeichnen wollen.

Die Abbildungsform eines schwankenden Winddrucks ist jetzt durch die Gleichung gegeben:

$$P' = p'_v + \frac{p_v}{\tau}.$$

Waren vorher die Momentanwerte des Winddrucks ohne weiteres aus der Schaulinie zu entnehmen, so ist es jetzt die Geschwindigkeit, mit der er sich zeitlich ändert. Diese Änderungsgeschwindigkeit bietet uns offenbar einen natürlichen und unmittelbaren Maßstab für die Böigkeit des Windes, und ein in Variometerschaltung arbeitender Winddruckschreiber wird für deren Studium das geeignetste Instrument sein. Bei einer sinusartig verlaufenden Böe ist die Amplitude der Änderungsgeschwindigkeit im Verhältnis $\sin \delta : 1$ verkleinert, d. h. es werden jetzt langsame Schwingungen unterdrückt, schnelle hervorgehoben.

Ob, wie hier stillschweigend vorausgesetzt wurde, die statischen Druckschwankungen so langsame sind, daß sie den Winddruckschreiber in V-Schaltung nicht beeinflussen, kann erst die Erfahrung lehren. Nötigenfalls könnten sie durch eine geeignete Kompensationsvorrichtung unschädlich gemacht werden. Auch darüber, ob die hier gewählte Darstellung des Druckes als Sinusfunktion der Zeit immer zweckmäßig ist, kann erst die Erfahrung Aufschluß geben.

Schließlich habe ich noch die etwaigen Änderungen des Koeffizienten κ in der Gleichung $P = \kappa \cdot v^2$ mit der Windrichtung und ihre Folgen zu erörtern. Sie können zwei Ursachen haben: Einmal kann, darauf hatte Herr Schreiber aufmerksam gemacht, bei kurzperiodischen Richtungsschwankungen des Windes die Fahne zeitweilig aus dieser herausfallen. Bei direkter Schaltung konnte ich die Folgen dieses Fehlers unterdrücken durch Herabdrücken der Schwingungsdauer und Schwingungsweite der Fahne (kleines Trägheitsmoment, große

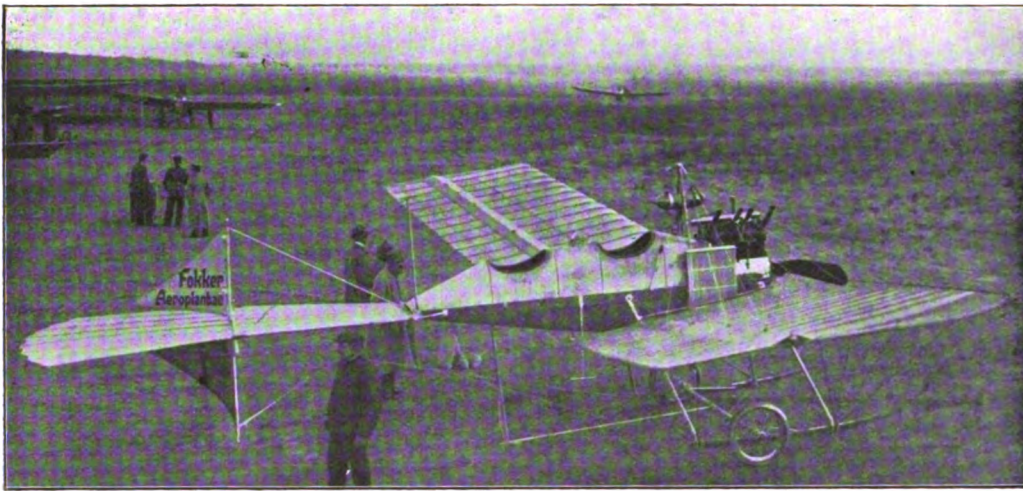


Fig. 1.

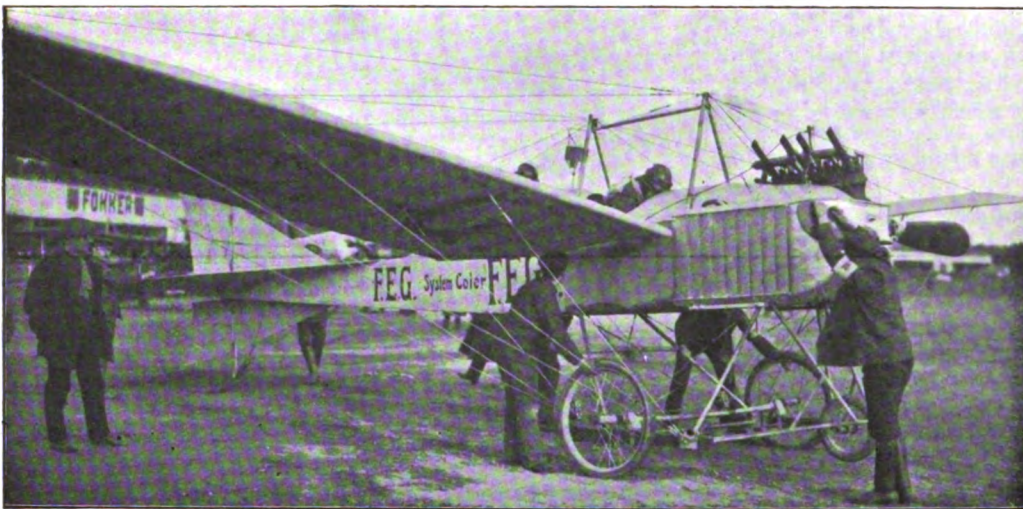


Fig. 2.

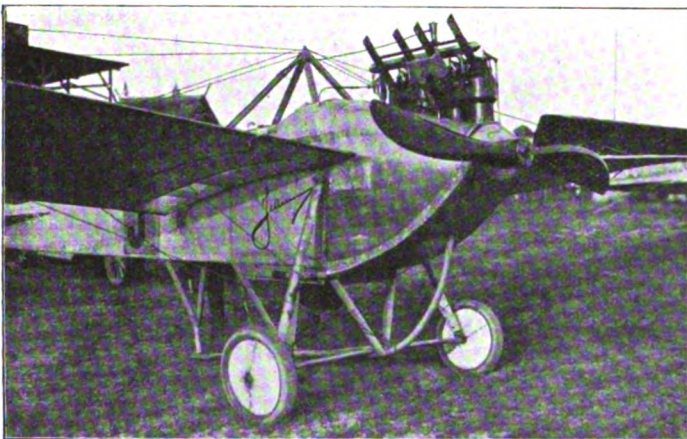
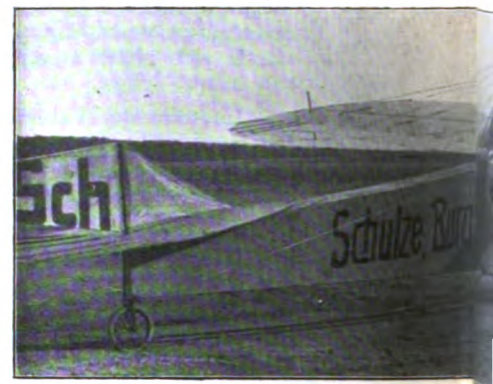


Fig. 3.

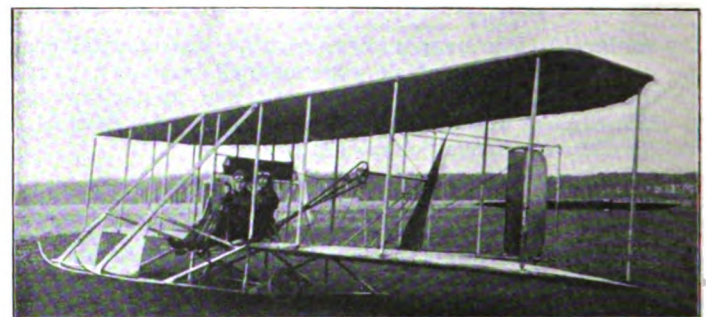


Fig. 7.



Fig. 4.

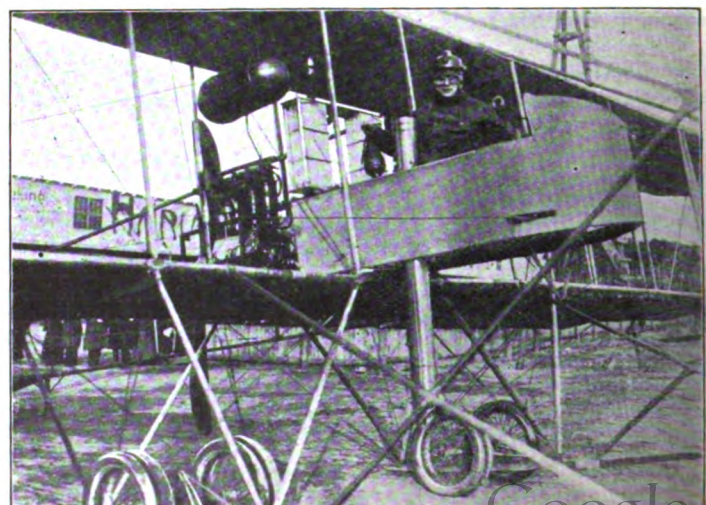


Fig. 8.

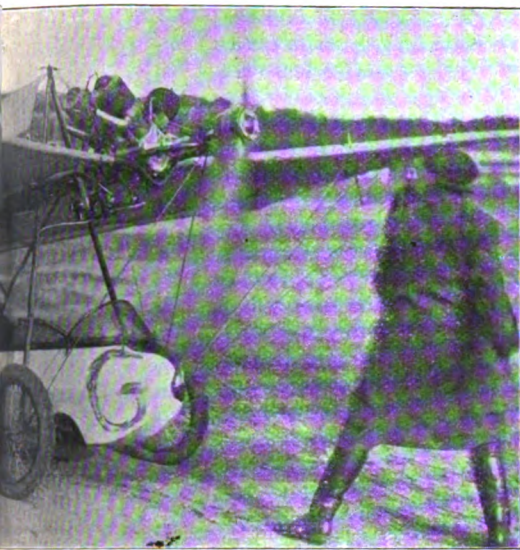


Fig. 5.

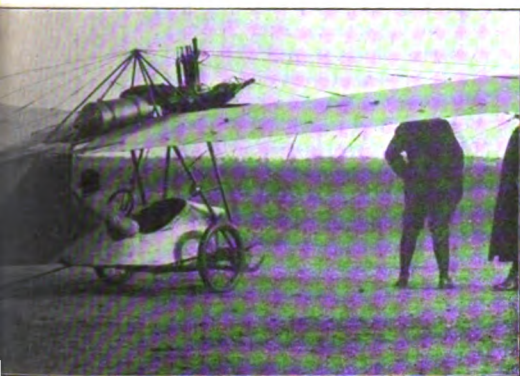


Fig. 6.

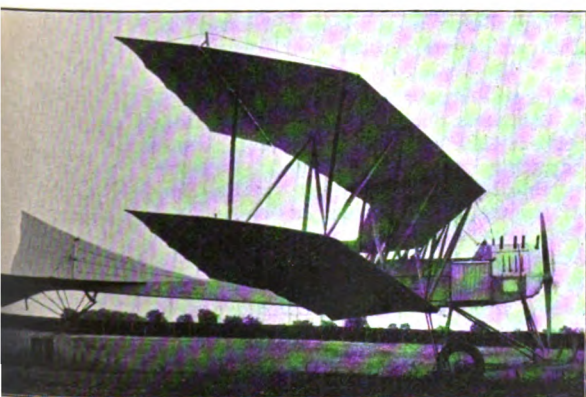


Fig. 9.



Fig. 10.

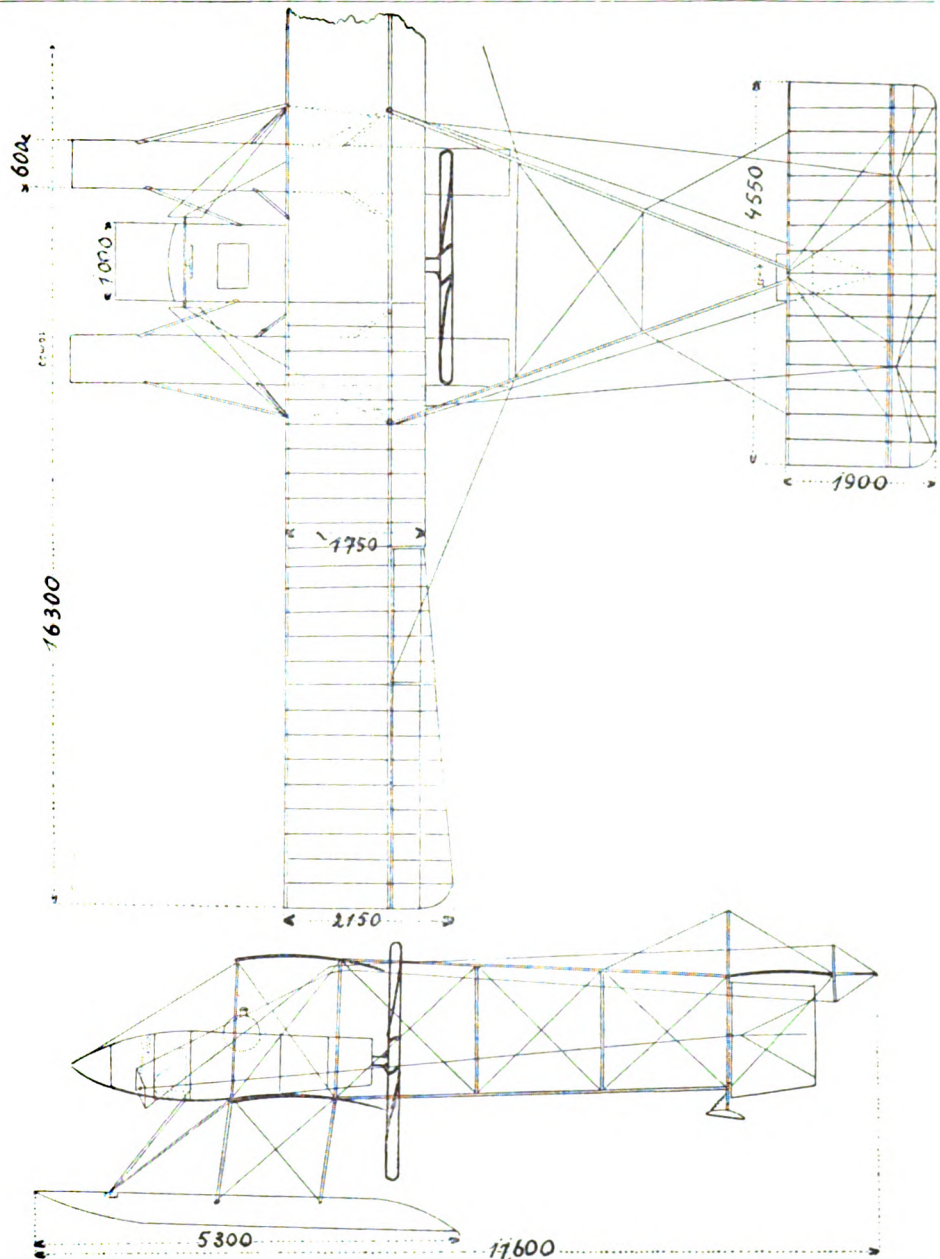
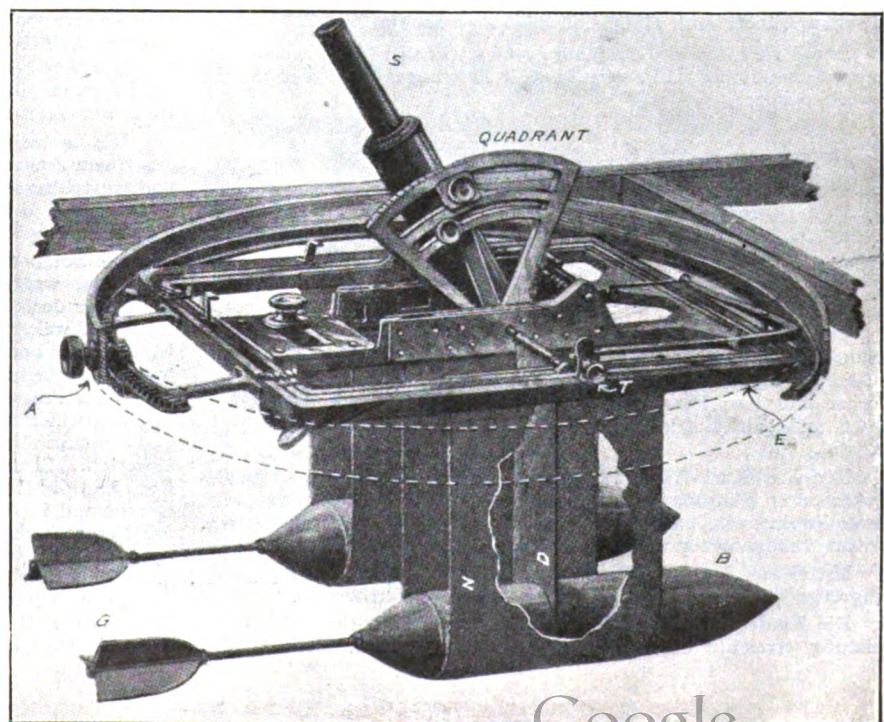


Fig. 12—13.



Digitized by Google
Fig. 11.

Richtkraft, starke Dämpfung) und lange Abfallzeit des Manometers. Bei Variometerschaltung ist dieser Weg ungangbar. Hier wird eine grundsätzliche Änderung des Staukörpers platzgreifen müssen.

Schwieriger erscheint die Ausschaltung der zweiten Ursache von Schwankungen von α , das Auftreten vertikaler Bewegungsanteile. Zur Lösung dieser Frage werden, so hoffe ich, die von mir begonnenen Registrierungen der Vertikal-komponente den Weg weisen, über die später zu berichten sein wird.

Flugzeuge von der Herbst-Flugwoche in Johannisthal.

Die nationale Flugwoche in Johannisthal, welche vom 29. Sept. bis zum 6. Okt. dauerte, hatte eine sehr rege Beteiligung. Von den gemeldeten 38 Flugzeugen nahmen 30 Flugzeuge teil, und zwar 21 Eindecker und 9 Zweidecker. Die Anzahl der Eindecker war also etwa doppelt so groß wie die der Zweidecker.

Der Wettbewerb war nur für deutsche Flugzeuge mit deutschen Motoren offen unter Führung deutscher Flugzeugführer.

Die einzelnen Wettbewerbe waren: 1. Dauer-Wettbewerb, 2. Anlauf-Wettbewerb für den kürzesten Anlauf, 3. Geschwindigkeits-Wettbewerb über eine Flugstrecke von 15 km (7,5 km hin und zurück), 4. Höhen-Wettbewerb, 5. Gleitflug-Wettbewerb und 6. Bombenwurf-Wettbewerb. Beim Dauer-Wettbewerb wurde die Gesamtflugzeit aller Flugtage gewertet.

Die längste Flugzeit mit 7 Std. 36 Min. erreichte Sedlmayer auf Wright-Doppeldecker. Zweiter mit 6 Std. 39 Min. wurde Mohs ebenfalls auf Wright-Doppeldecker (Fig. 7 S. 262).

Beide Wrightflugzeuge gehören der normalen Type der Deutschen Flugmaschine Wright, G. m. b. H., an, und mit N. A. G.-Motoren ausgerüstet. Dritter bezüglich der Flugdauer wurde Friedrich auf einem Eindecker (Tauben) der Allgemeinen Flug-Gesellschaft. Dieser Eindecker gleicht in seiner Konstruktion im wesentlichen der bekannten Taubentype von Etrich und Rumpler, nur daß das Fahrgestell eine andere Konstruktion aufweist. Das Fahrgestell hat zwei Kufen mit je zwei Rädern auf gemeinsamer Achse, im wesentlichen also ein Fahrgestell nach dem Typ Farman. (Die A. F. G. besitzt auch Original Rumpler-Tauben, Fig. 4 S. 262).

Den Geschwindigkeits-Wettbewerb gewann Schmidt auf einem Torpedo-Eindecker von Kühlstein, indem er die 15 km in 7 Min. zurücklegte. Fast eben so schnell war der Jeannin-Eindecker von Krieger mit 100 PS Argusmotor, der nur eine, um 12 Sek. längere Zeit brauchte. Dritter wurde Stoeffler auf einem Eindecker der Luftverkehrs-Gesellschaft, welcher 8 Min. 44 Sek. brauchte. Vierter wurde Alig, ebenfalls auf Torpedo-Eindecker, der leider am letzten Flugtage mit seinem Passagier tödlich verunglückte.

Den Höhen-Wettbewerb gewann Fokker auf einem Eindecker eigener Konstruktion mit 100 PS Argus-Motor, der eine Höhe von 3095 m erreichte. Zweiter wurde ein Harlan-Eindecker, mit dem Dunetz eine Höhe von 2400 m erreichte.

Der Preis für den längsten Gleitflug wurde an Rupp, Schmidt und Hild verteilt. Die Leistungen in diesem Wettbewerb waren:

	Höhe	Gleitlänge
Rupp (Albatros)	135,30 m	1196,00 m
Schmidt (Kühlstein)	129,80 "	987,06 "
Hild (Dorner)	139,05 "	891,90 "
Schauenburg (A. F. G.)	111,60 "	889,50 "
Faller (Aviatik)	124,80 "	830,30 "
Boutard (M. B.-Tauben)	104,50 "	734,10 "

Den Aufstieg-Wettbewerb gewann Krieger mit Jeannin-Eindecker, der in 14 Min. 47 Sek. bis zur Höhe von 1000 m aufsteigen konnte. Das Flugzeug war der Bestimmung gemäß hierbei mit zwei Personen besetzt, auf 200 kg durch Ballast ergänzt und mit Betriebsstoffen für drei Stunden (1 kg pro PS) belastet.

Den Anlauf-Wettbewerb gewann ein Albatros-Doppeldecker unter Führung von Rupp mit einem kürzesten Anlauf von 50 m. Zweiter wurde Büchner auf Aviatik-Doppeldecker mit 62,1 m. Dritter Lindpaintner auf Ago-Doppeldecker mit 68,8 m.

Mittel aus drei Aufstiegen bzw. Anläufen. Die Belastung der Flugzeuge war die gleiche wie beim Aufstieg-Wettbewerb.

Die Eindecker hatten einen längeren Anlauf nötig. Die beste Leistung erreichte der Harlan-Eindecker von Ltn. Krüger mit

97,6 m. — Für spätere gleiche Veranstaltungen dürfte es sich empfehlen, sowohl gegen als mit dem Wind zu starten und daraus das Mittel zu nehmen.

Die Resultate des Wurf-Wettbewerbes waren keine besonders guten, und zwar im wesentlichen aus dem Grunde, weil den meisten Flugzeugführern keine Lanziervorrichtungen zur Verfügung standen, auch die Zeit zum Einüben war zu kurz. Es wurde nach einer, ein Zeppelin-Luftschiff darstellenden Attrappe aus einer Mindesthöhe von 50 m geworfen. Die Maximalhöhe durfte 100 m betragen. Das Luftschiff hatte bei einer Länge von 80 m 9 m Durchmesser. Jedes Flugzeug konnte drei Geschosse mitführen; bei jedesmaligem Überfliegen durfte jedoch nur ein Geschöß geworfen werden und der Flug durfte nicht über 10 Min. ausgedehnt werden (von der Freigabe zum Start bis zur Landung). Den Wettbewerb gewann Stoeffler mit einem Eindecker der Luftverkehrs-Gesellschaft, der vier Treffer erzielte. Fokker auf eigenem Eindecker, Hild auf einem Dorner-Eindecker, Sedlmayer auf Wright und Schauenburg auf einem Doppeldecker der Allgemeinen Flug-Gesellschaft erzielten je zwei Treffer.

Im Anschluß an diesen Wettbewerb fand auf dem Militärflugplatz in Döberitz ein Wurf-Wettbewerb mit schärferen Bedingungen statt. Hierbei mußten alle Flugzeuge mit Lanziervorrichtungen versehen sein. Da die Zeit von der Ausschreibung bis zum Wettbewerb, der vom 7. bis 11. Oktober stattfand, zu kurz war, um größere Vorbereitungen zu treffen, bzw. Abwurfvorrichtungen zu konstruieren, konnten nur einige Firmen sich an diesem Wettbewerb beteiligen, und zwar hatten gemeldet: »Ago«, einen Doppeldecker mit 100 PS Argusmotor unter Führung von Lindpaintner, Allgemeine Flug-Gesellschaft einen Doppeldecker unter Führung von Schauenburg (85 PS N. A. G.-Motor), Albatros-Werke einen Doppeldecker mit 100 PS Argusmotor, Führer Leutnant von Buttlar, Harlan-Eindecker mit 100 PS Argusmotor, Führer Leutnant Krüger, Flugmaschine Wright G. m. b. H. mit einem Doppeldecker mit 50 PS N. A. G.-Motor, Führer Hartmann.

An den ersten Flugtagen wurden auch in Döberitz keine guten Resultate erreicht, teilweise war, ebenso wie auch an den ersten Flugtagen der Herbstflugwoche das Wetter ungünstig.

Schließlich erreichte die besten Resultate der Zweidecker der Allgemeinen Flug-Gesellschaft unter Führung von Schauenburg, Passagier Oberleutnant Hildebrandt, der aus einer Höhe von 500 m fünf Bomben auf das Ziel, einen Kreis mit einem Durchmesser von 100 m warf, und dabei vier Treffer erzielte, und zwar alle vier Treffer sehr nahe dem Zentrum der Zielscheibe.

Die Lanziervorrichtung dieses Flugzeuges besteht aus einer vertikal aufgehängten Wurfröhre, ist also sehr einfacher Konstruktion (Fig. 8).

Auch Leutnant von Buttlar konnte von seinem Albatros-Doppeldecker fünfmal fast das Zentrum der Zielscheibe treffen. Da der Abstand vom Zentrum etwas größer war, wurde er Zweiter.

Hartmann hatte auf seinem Wright-Zweidecker den Lanziervorrichtung des amerikanischen Leutnants Scott eingebaut. Mit diesem Apparat waren sowohl bei den Militärwettbewerben der Armee der Vereinigten Staaten, wie auch beim Wettbewerb um den französischen Michelin-Preis (Aero cible Michelin) sehr gute Resultate erreicht worden. Da jedoch Hartmann und sein Passagier den Apparat erst kurz vorher erhalten hatten und daher noch nicht damit eingeübt waren, erzielten sie keine Treffer. (Fig. 7 und 11.)

Der Ago-Doppeldecker von Lindpaintner mit Leutnant Kailer als Passagier konnte mit einer selbstkonstruierten Lanziervorrichtung vier Treffer erzielen und wurde Dritter.

Die Lanziervorrichtung, System Scott, besteht im wesentlichen aus einem Zielfernrohr s , welches um einen Quadranten schwingbar und einstellbar ist. Der Quadrant mit dem Zielfernrohr ist in einem einstellbaren Rahmen E gelagert. Unter dem Zielfernrohr sind durch Gurte gehalten die Wurfbomben B angebracht.

Die Bombenwerfvorrichtung von Scott (Fig. 11) beruht darauf, daß man, wenn die Geschwindigkeit und Höhe eines Flugzeuges gegenüber der Erde bekannt sind, den Ort durch Rechnung finden kann, auf welchen ein vom Flugzeug abgeworfener Körper auftrifft. Um also ein bestimmtes Ziel zu treffen, muß man, da der abgeworfene Körper unter dem Einfluß der Beschleunigung durch die Schwerkraft, der ihm durch das Flugzeug erteilten Geschwindigkeit und den Luftwiderstand, eine Parabel beschreibt, je nach der Höhe und Geschwindigkeit, die Bombe mehr oder weniger vor dem Ziel abwerfen. Scott mißt nun die Geschwindigkeit gegenüber der Erde und die Höhe dadurch, daß durch ein Fernrohr ein entfernter Gegenstand in der Flugrichtung visiert wird. Der Winkel, in den das Fernrohr dabei eingestellt werden muß, wird an einem Kreisbogen am Fernrohr abgelesen. Nun wird das Fernrohr senkrecht gestellt und die Zeit bestimmt, die vergeht, bis der visierte Gegenstand wieder im Fernrohr sichtbar wird. Man kennt so zwei Winkel und aus der Geschwindigkeit eine Seite eines Dreiecks und kann so durch Rechnung die der Höhe entsprechende Seite bestimmen.

Im allgemeinen, namentlich über dem Meere, dürfte die Höhenbestimmung durch ein Barometer genügen. Nach der gleichen Methode kann man auch die Geschwindigkeit bestimmen, wenn die Höhe bekannt ist. Scott hat nun Tabellen ausgerechnet für alle in Betracht kommenden Höhen und Geschwindigkeiten, um aus denselben den Winkel abzulesen, in welchem das Fernrohr stehen muß, um durch Abwerfen einer Bombe ein Ziel zu treffen, wenn es im Fadenkreuz des Fernrohres erscheint. Der Grabbogen des Fernrohres wird dabei durch kardanische Aufhängung und ein Gewicht in der Normallage gehalten. Dies setzt voraus, daß das Flugzeug mit gleichmäßiger Geschwindigkeit fliegt, weil bei Beschleunigung die Fernrohrabhängung infolge der Massenträgheit ausschlagen würde. Scott soll mit seiner Visiervorrichtung aus einer Höhe von 500 m auf 30 m genau getroffen haben, ebenso gute Resultate wurden in Frankreich erzielt.

Von den neuen Flugzeugtypen, die an der Flugwoche in Johannisthal teilnahmen, seien von Eindeckern zunächst der Eindecker von Fokker (Fig. 1) erwähnt. Dieses Flugzeug zeichnet sich durch eine bemerkenswerte Seitenstabilität aus, die allein auf der Konstruktion der Flügel beruht. Diese sind sehr tief am Bootkörper angebracht und stark V-förmig (10°) nach oben gerichtet. Die Flügel reichen nicht ganz bis an den Körper, und da sich der Führersitz ziemlich weit hinten im Boot befindet, hat der Führer einen freien Ausblick.

Die sehr lange Schwanzfläche ist, ebenso wie die Flügel, leicht abmontierbar. Als Material verwendet Fokker fast ausschließlich Stahl. Die Konstruktion der Tragflächen bzw. der Rippen hat viel Ähnlichkeit mit der neuen Konstruktion der Rippen von Euler, die in Heft 17, S. 230, beschrieben ist.

Der neue Eindecker von Jeannin (Fig. 3) ist im allgemeinen Aufbau dem Typ Nieuport ähnlich. Der innere Teil der Flügel ist mit durchsichtiger Verkleidung (Cellit) versehen, die Speichen der Räder sind beiderseits mittels Scheiben verdeckt.

Auch Jeannin benutzt im wesentlichen Stahl als Konstruktionsmaterial, und zwar werden die einzelnen Stahlrohre durch autogene Schweißung miteinander verbunden, soweit es sich nicht wegen der Demontage um lösbare Verbindungen handelt.

Der Eindecker der Flugzeug- und Explosionsmotoren-Gesellschaft ist eine Konstruktion von Leutnant Coler (Fig. 2). Die Flügel an diesem Eindecker sind, wie bei Fokker, sehr stark V-förmig aufgerichtet.

Das Anlaufgestell ist vorn mit einem Schutzrad versehen; die beiden Haupträder auf gemeinsamer Achse haben einen sehr großen Durchmesser, was für Start und Landung bei unebenem Boden ein Vorteil ist.

Auch Gräde kam mit einem neuen Eindecker heraus (Fig. 5). Die Bauart ist im Prinzip die gleiche, wie bei seinem älteren Eindecker, nur sind Führer und Passagiersitz mit einer bootsförmigen Verkleidung versehen worden, und das Anlaufgestell ist stärker gebaut.

Ähnlich ist die Anordnung der Sitze beim Eindecker von Schultze aus Burg bei Magdeburg (Fig. 6). Das Boot verläuft jedoch nach hinten zu einer schmalen Schneide aus, an welcher oben die Schwanzflächen, unten ein Stützrad angebracht sind.

Der neue Eindecker von Harlan zeigt ebenfalls eine starke V-Form der Tragflächen (Fig. 10). Die Quersteuerung erfolgt nicht mehr durch Verwindung, sondern durch Hilfsflügel. Dieses Flugzeug, das jetzt im Kriege auf dem Balkan Verwendung findet, soll in einem der nächsten Hefte an Hand von Zeichnungen genauer beschrieben werden.

Wasserflugzeuge.

In der Konstruktion und Anwendung der Wasserflugzeuge werden jetzt fortdauernd gute Fortschritte erzielt. In letzter Zeit sind auch mehrere beachtenswerte Flüge über Wasser und über Land mit Wasserflugzeugen ausgeführt worden.

Am 16. Oktober führte Labouret auf einem Astra-Wasserzweidecker einen längeren Überlandflug aus von Mureaux bis Audelys dem Lauf der Seine folgend, dann über Land bis Rouen und schließlich zurück nach der Seine. Das Flugzeug erreichte eine Maximalgeschwindigkeit von 95 km pro Std., im Durchschnitt von 80 km. Als Passagier nahm der bekannte Mäcen der französischen Flugtechnik Henri Deutsch de la Meurthe an dem Fluge teil.

Beachtenswert ist auch der Flug des Italieners Cagliari von Pisa bis Korsika (dem Lauf des Arno bis zur Mündung folgend), dann über das Mittelmeer. Die über dem Meere zurückgelegte Strecke beträgt dabei 125 km.

Auch mit dem Wasser-Zweidecker von Farman sind in der letzten Zeit sehr gute Flugleistungen erzielt worden. Desgleichen mit dem Zweidecker von Sanchez-Besa. Dieses Flugzeug ist bei einer Spannweite von fast 17 m eines der größten bisher gebauten Flugzeuge (Fig. 12 bis 13 S. 263).

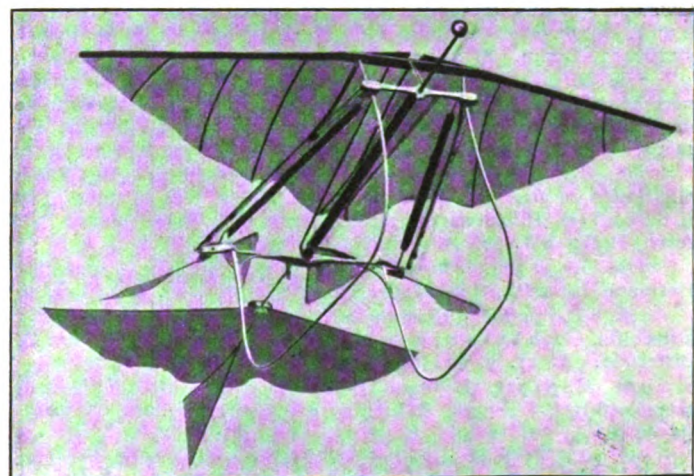
Bei der Konstruktion der Schwimmer handelt es sich jetzt um die Hauptfrage, ob ein oder zwei Schwimmer vorzuziehen sind. Zwei Schwimmer sind auf dem Wasser zweifellos seitlich stabiler, aber der Widerstand von zwei Schwimmern ist größer als der von einem Schwimmer gleicher Tragfähigkeit. Bei einem Schwimmer sind, um ein Kentern zu verhüten, seitliche Hilfsschwimmer nötig. Zurzeit sind beide Arten etwa gleich vertreten; es ist aber wahrscheinlich, daß schließlich die Anordnung mit einem Schwimmer, etwa in der Art des Wasser-Zweideckers von Donnez-Leveque (siehe Heft 18, Tafel VIII, Fig. 17 bis 19) zur allgemeinen Ein-



Wasserflugzeug von Kreß aus dem Jahre 1898—1900.

führung kommen wird, wobei der Schwimmer gleichzeitig den Körper des Flugzeugs bildet und die Sitze für Führer und Passagier aufnimmt.

Bei Betrachtung der Entwicklung der Wasserflugzeuge muß daran erinnert werden, daß die ersten Versuche mit einem Drachenflieger durch Wilhelm Kreß in Wien auf dem Wasser stattfanden, und zwar auf dem Reservoir der Wiesenthal-Wasserleitung bei Tulnerbach. Bei diesem ersten Drachenflieger aus dem Jahre 1898 waren bereits zwei parallele Schwimmer wie bei den modernen Wasserflugzeugen vorhanden. Auch im übrigen hatte dieses Flugzeug bereits alle wesentlichen Merkmale unserer heutigen Wasserflugzeuge. Der Antrieb mit zwei Propellern hinter den Tragflächen und Kettenübersetzung hat viel Ähnlichkeit mit der späteren Kon-



Erstes Drachenflieger-Modell von Kreß.

struktion der Gebrüder Wright. Wegen dem zu schweren Daimler Automobilmotor, der damals als leichtester Motor Kreß zur Verfügung stand, war das Eigengewicht des Flugzeuges viel zu groß, um sich vom Wasser erheben zu können; aber bei der Fahrt auf dem Wasser erreichte der Drachenflieger eine, für damalige Zeit noch nie gesehene Geschwindigkeit, und die Schwimmer hoben sich merklich aus dem Wasser. Kreß erreichte jedenfalls was mit den damaligen Hilfsmitteln zu erreichen war. Bei den heutigen Erfolgen der Wasserflugzeuge sollten wir dankbar des ersten Konstrukteurs dieser Flugzeugtype gedenken, der wenigstens noch die Genugtuung hat, den Erfolg seiner Idee erlebt zu haben.

Modell-Flugzeuge und Ausstellungen.

Im Anschluß hieran sei unter Hinweis auf die in letzter Zeit in mehreren Städten abgehaltenen Modell-Flugzeugausstellungen, bemerkt, daß Kreß auch das erste freifliegende Modell eines Drachenfliegers konstruiert hat, und zwar bereits im Jahre 1877 also noch vor Penaud. Mit Ausnahme der Flächenverwindung sehen wir an diesem Modell bereits alle Hauptteile und viele Details des modernen Drachenfliegers. In seiner Flugleistung ist dieses Modell von Kreß von Flugzeugmodellen gleicher Größe bisher noch nicht übertroffen worden und mit gleichen Mitteln wird sich auch heute kaum ein besseres Modell herstellen lassen. Der Umstand, daß auf keiner der Modell-Ausstellungen, weder auf der ersten in Kassel noch auf der zweiten in Dresden oder auf der letzten großen Ausstellung in Berlin, (veranstaltet vom 27. September bis 6. Oktober vom Reichsflug-Verein) ein Modell dieser Art ausgestellt war, läßt darauf schließen, daß dasselbe in Vergessenheit geraten ist. Die Flugzeugmodell-Ausstellung in Berlin zeigte über 300 Modelle, meist Nachbildungen vorhandener Typen, doch wenig bemerkenswertes Neues.

Ausstellungen.

Vom 26. Okt. bis 10. Nov. findet in Paris im Grande Palais die Internationale Luftfahrt-Ausstellung (4e Exposition Internationale de Locomotion Aérienne) statt.

Ausstellung und Wettbewerb von Zug- und Spannorganen für Luftfahrzeuge, Wien 1913.

Der K. K. Österreichische Flugtechnische Verein in Wien hat einen »Wettbewerb von Zug- und Spannorganen für Luftfahrzeuge« ausgeschrieben. Schlußtermin für Einsendungen ist der 15. Februar 1913. Wie der veranstaltende Verein der »Ständigen Ausstellungskommission für die Deutsche Industrie« mitteilt, ist beabsichtigt, die an den Wettbewerb teilnehmenden Objekte später in Form einer Spezialausstellung den Interessenten zugänglich zu machen.

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. M. 42 324. Luftschraube mit verstellbaren Flügeln. Gustav Mees, Charlottenburg, Schlüterstr. 81. A. 22. 11. 09. E. 3. 12. 12.

77h. D. 26 499. Flugzeug mit Stabilisierungsflächen auf der Ober- und Unterseite der seitlichen Tragflächenenden. Emil Dueball, Cuxhavenerstr. 5 und Willi Heilmann, Belle-Alliancestraße 57, Berlin. A. 21. 2. 12. E. 7. 12. 12.

77h. D. 26 500. Flugzeug, dessen Tragflächen mit Öffnungen versehen sind, die durch Schieber mehr oder weniger geschlossen werden können. Emil Dueball, Cuxhavenerstr. 5 und Willi Heilmann, Belle-Alliancestr. 57, Berlin. A. 10. 2. 12. E. 7. 12. 12.

77h. K. 44 750. Elastische Aufhängevorrichtung für Räder, Gleitkufen o. dgl. bei Luftfahrzeugen. Jules Jean Jacques Paul Koechlin, Billancourt, Frankreich; Vertr.: B. Wassermann, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A. 3. 6. 10. E. 7. 12. 12.

77h. L. 32 373. Starres Luftschiff mit mittlerer Längsachse. Hermann Lauff, Jünkerath, Rhld. A. 10. 5. 11. E. 7. 12. 12.

77h. L. 34 700. Bewegliche Gondelaufhängung für Motorluftschiffe. Luftfahrzeug-Gesellschaft m. b. H., Bitterfeld. A. 11. 7. 12. E. 7. 12. 12.

77h. M. 36 711. Bewegungsvorrichtung für Luft- und Wasserpropellerflügel. Rudolf Matthes, Charlottenburg, Galvanistraße 6. A. 22. 12. 08. E. 7. 12. 12.

77h. C. 21 563. Lösbare Befestigung für Schraubenflügel auf ihrer Nabe. Lucien Chauvière, Paris; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner u. E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A. 3. 2. 12. E. 10. 12. 12.

77h. G. 32 554. Flugzeug, dessen Tragfläche durch seitlich heraus schiebbare Teile vergrößert und verkleinert werden kann. Yves Le Gorrec, L'Evenières, Ille et Vilaine; Vertr.: Dipl.-Ing. Hans Eyck, Pat.-Anw., Magdeburg. A. 26. 9. 10. E. 10. 12. 12.

77h. R. 33 147. Schraubenpropeller für Luft- und Wasserfahrzeuge mit radial und peripheral veränderlicher Steigung. Rheinisch-Westfälische Sprengstoff-Aktien-Gesellschaft, Köln. A. 18. 11. 09. E. 10. 12. 12.

46a. R. 31 390. Explosionskraftmaschine mit kreisenden Zylindern und entgegengesetzt sich drehender Kurbelwelle. James Dennis Roots, London; Vertr.: Dipl.-Ing. F. Riechers, Pat.-Anw., Dortmund. A. 16. 8. 10. E. 7. 12. 12.

46b. G. 36 206. Steuerung für ein im Kolbenboden sitzendes Saugventil von Verbrennungsmotoren mit kreisenden Zylindern. Alexander von Gaal, Berlin, Gneisenaustr. 101. A. 4. 3. 12. E. 3. 12. 12.

46c. J. 13 654. Autogen geschweißter Zylinder für Explosionskraftmaschinen. Ernst Jaenisch, Berlin, Zeughofstr. 16. A. 18. 5. 11. E. 3. 12. 12.

46d. L. 34 844. Explosionsturbine mit um feststehende Achsen kreisenden Kolbenverdichtern. Franz Lorenz, Berlin, Quitzowstraße 11-17. A. 2. 8. 12. E. 14. 12. 12.

46c. U. 4864. Vorrichtung zum Anlassen von Explosionskraftmaschinen mit vorrätig gehaltenen Druckgemisch, welches beim Auslaufen des Motors nach Abstellen der Zündung in Vorratsbehälter gedrückt wird. Unterberg & Helmle, Durlach i. Bad. A. 22. 6. 12. E. 7. 12. 12.

Patenterteilungen.

46a. 253 138. Explosionskraftmaschine mit feststehendem Kolbenkörper und sich drehendem Gehäuse. Sigismondo Diamant, Wr.-Neustadt, Marcell Jellinek, Budapest, und Emil Jellinek-Mercedes, Nizza; Vertr.: Karl J. Mayer, Pat.-Anw., Barmen. 2. 11. 11. D. 25 994.

46a. 253 139. Viertaktexplosionskraftmaschine mit schwingendem Arbeitszylinder. Wilhelm Maybach, Cannstatt, Freiligrathstr. 9. 16. 4. 11. M. 44 292.

46a. 253 380. Explosionskraftmaschine mit zwei Gruppen kreisender Kolben. Ignaz Sklenár, Budapest; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner u. E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 16. 10. 10. S. 32 415.

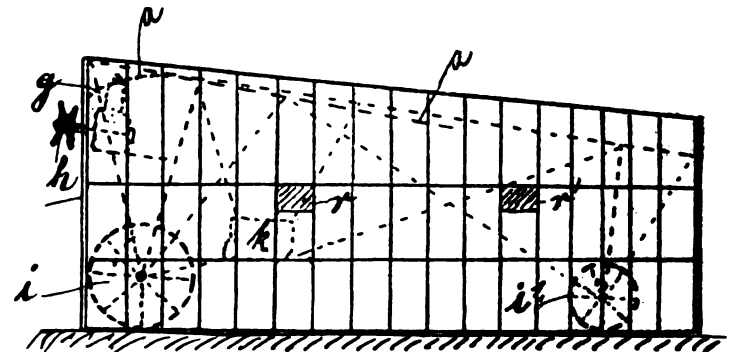
46c. 253 383. Spritzvergaser mit einfacher Brennstoffdüse, mit einer gleichachsig zur Handgemischleitung angeordneten Vorrichtung für die Nebenluftzufuhr und einem zylindrischen Drosselhahn. Jules Grouvelle, H. Arquembourg & Cie., Paris; Vertr.: C. Fehlert, G. Loubier, Fr. Harmsen, A. Büttner u. E. Meißner, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. 6. 8. 11. G. 34 865.

46c. 253 186. Zündkerze. Paul M. C. Fladrich, Spandauerstr. 16, und Georg Weise, Schulstr. 5, Charlottenburg. 6. 9. 11. F. 33 013.

46c. 253 140. Vorrichtung zur Verstellung des Zündzeitpunktes durch die Wirkung von Schwungmassen. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 15. 7. 11. B. 63 834.

Auszüge aus den Patentschriften.

245 519. Flugzeug mit abnehmbaren Trag- und Steuerflächen. Richard Schellies in Hamburg. Die Trag- und Steuerflächen sind so mit dem Flugzeuggestell verbunden, daß sie leicht abgenommen und an den Flugzeugkörper angelegt werden können. Um das Flugzeug bei Überlandflügen von Unterkunftsschuppen unabhängig zu machen, sind die aus wetterfestem Faserstoff oder metallisiertem Stoff, diagonal verleimten Holzfuhrnieren, dünnem Blech oder Wellblech gefertigten Trag-



Zu Nr. 245 519.

und Steuerflächen so geformt, daß sie, abgenommen und entsprechend zusammengesetzt, einen Schuppen für den Flugzeugrumpf und die Flieger bilden.

Die Tragflächen *a*, *b* bilden die dachartigen Seitenwände und die beiden Höhensteuer *c* und *d* sowie die beiden Seitensteuer *e* und *f* je eine Giebelwand des Schuppens.

h ist der Propeller, *g* der Motor, *k* der Führersitz und *i* die Anlaufräder. *r* sind durchsichtige Scheiben (Zelluloid) die als Fenster dienen.

246 146. Vorrichtung zum gleichzeitigen Einstellen der verschiedenen Steuerflächen von Luftfahrzeugen und Unterseebooten. Louis Blériot in Neuville s. Seine. Der Ring *r* des Kardangelkes wird mit Hilfe des Steuerhebels *2* verstellt. Der Ring *r* ist durch die wagerechte Achse *3-3* mit dem Ring *4* verbunden, der seinerseits

durch die senkrechte Achse 5—5 im Gestell bei 6—6 drehbar gelagert ist. Die diametral entgegengesetzten Enden 7—7 des senkrechten Durchmessers des Ringes 1 stehen durch Drähte 8—8 mit den äußersten Enden der Lenkstange 9—9 in Verbindung, die mit der Achse 10 des Höhensteuers 11 fest verbunden ist. Ebenso stehen die diametral entgegengesetzten Punkte 12, 12 der Achse 3—3 durch die Drähte v^1, v^2 mit den äußersten Enden der Lenkstange 13—13 in Verbindung, welche mit der Achse 14 des Seitensteuers 15 fest verbunden ist.

Ein Lagersteuer zur Gleichgewichtserhaltung besteht aus den beiden Steuerflächen a und b , die an den Achsen c und d befestigt sind. Die Einstellung erfolgt wie die der anderen Steuerflächen mit Hilfe des Steuerhebels 2 und dem mit dem Steuerhebel verbundenen Ringe 1 vermittelt der Punkte e, f, g und h , von denen je zwei diametral gegenüberliegen, und die durch Drähte k, l, m, n mit den Endpunkten o, p, q, r der Lenkstangen o, q , und p, r der Steuer a und b verbunden sind. Die Verbindungen sind so ausgeführt, daß die auf demselben Durchmesser des Ringes 1 liegenden Punkte mit den beiden Enden ein und derselben Lenkstange verbunden sind.

Verstellt man den Steuerhebel 2 in der Höhenrichtung, so heben und senken sich die beiden Steuerflächen a und b gleichzeitig. Verstellt man dieselbe in der Seitenrichtung, so hebt sich das eine, während sich das andere senkt (in Fig. 2 so dargestellt). Verstellt man sie schließlich in schräger Richtung, so erhält man die entsprechende Kombination beider Bewegungen.

Sind die beiden Schenkel des Kreuzstückes unter 45° zu einem gedachten wagerechten Durchmesser geneigt, so ist die Neigung der Steuer, sich in gleicher Richtung zu bewegen, ebenso groß wie die, sich nach verschiedenen Richtungen zu bewegen. Ist der Winkel größer als 45° , so ist die Neigung der Steuer, sich in gleicher Richtung zu bewegen, größer als die, auseinanderzugehen.

Bei der Anordnung nach Fig. 1 müssen die Verbindungen derart ausgeführt sein, daß sich die einzelnen Steuerapparate wechselseitig unterstützen. Um die gewünschte Übersetzung für das Einstellen der einzelnen Apparate zu erhalten, ist die Länge der Lenkstangen entsprechend zu wählen und ebenso die Punkte, von denen die Drähte ausgehen. So z. B. können die Drähte, mittels derer das Höhensteuer 11 und das Seitensteuer 15 eingestellt werden, anstatt an den Endpunkten auch an beliebig anderen Punkten des wagerechten und senkrechten Durchmessers 3—3 bzw. 7—7 befestigt sein.

Die in Fig. 4 dargestellte Ausführungsform unterscheidet sich von der der Fig. 1 nur dadurch, daß die verschiedenen Befestigungspunkte für die Drähte nicht in einer senkrechten, sondern in einer wagerechten Ebene liegen. Diese horizontale Ebene ist die Platte z ; sie trägt einen senkrechten Steuerhebel 2' und wird selbst durch eine mit Kugel- oder Kardangeln versehene Stütze w getragen, welche aus der Fußplatte x , durch die die Drähte hindurchgeführt sind, heraustritt. Auf das oberste Ende des Steuerhebels ist ein Steuerrad y aufgesetzt, das von Hand erfaßt wird oder auch dem Luftfahrer als Sitz dienen kann. Diese senkrechte Anordnung des Steuerhebels hat den Vorteil, daß sie die leichte Anbringung der Drähte für die Seitensteuer ermöglicht.

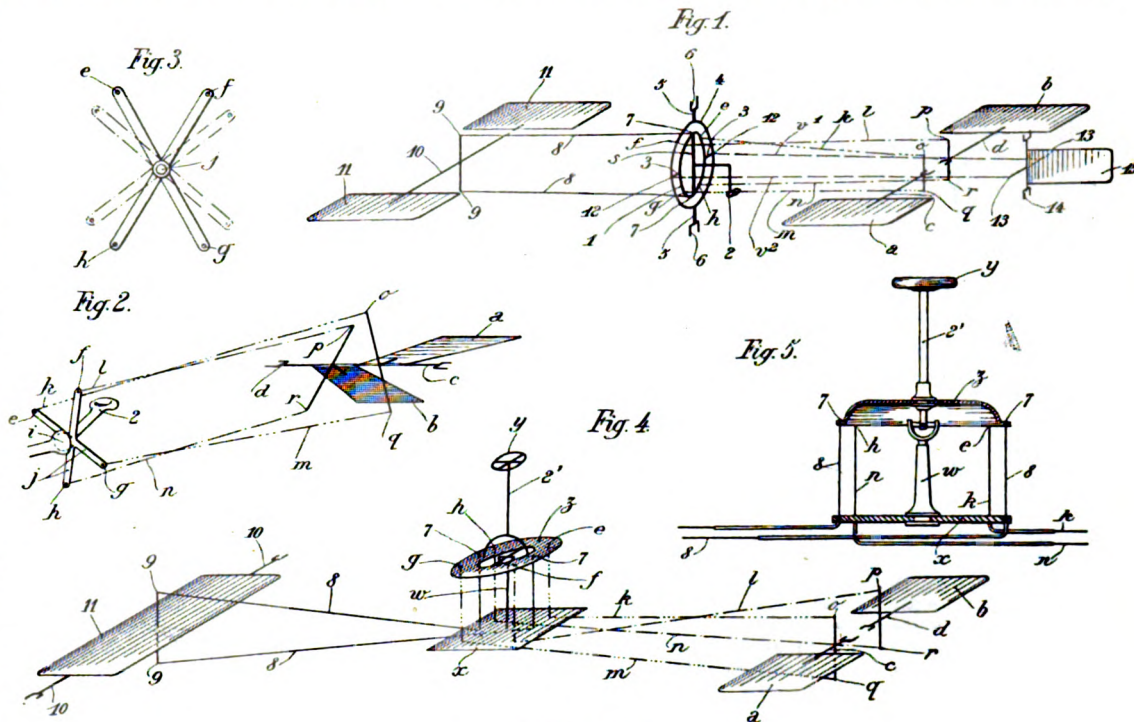
Diese Einrichtung bildet insofern einen großen Vorteil, als sie es erlaubt, das natürliche Bestreben des Fahrenden, den ihm als Stütze dienenden Einstellarm immer senkrecht zu stellen, zur Einhaltung der Richtung und Erhaltung der Gleichgewichtslage zu benutzen.

Zwecks praktischer Durchführung der Ausführungsform nach Fig. 4 ist das Kugel- oder Kardangeln unter der Platte z anzuordnen und der Rand der Platte so nach einwärts zu biegen, daß die Befestigungspunkte der Drähte bei senkrechter Lage des Steuerhebels 2' in einer durch den Mittelpunkt des Gelenkes hindurchgehenden wagerechten Ebene liegen.

Bei Verwendung eines Kugelgelenkes (Fig. 2 und Fig. 3) an Stelle eines Kardangelns (Fig. 1, 4 und 5) bietet sich der Vorteil,

daß man die Punkte e, f, g, h in der durch sie bestimmten Ebene verdrehen kann, wodurch gleichfalls eine verschiedene Empfindlichkeit der Steuer a und b erreicht wird. Bei der Ausführungsform nach Fig. 4 und 5 erreicht man denselben Zweck, wenn man die Stütze w in einer feststehenden Hülse drehbar lagert.

Außerdem kann man bei der Einrichtung nach Fig. 4 und 5 den Steuerhebel 2' mit einer Lenkstange für ein Seitensteuer ver-

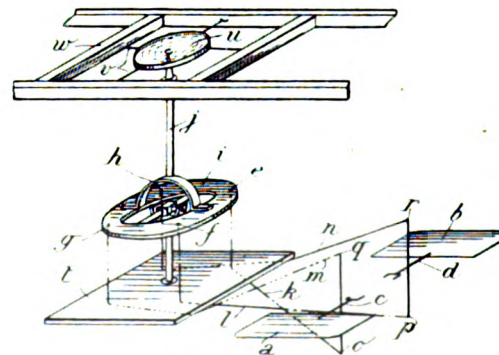


Zu Nr. 246 146.

sehen. Die Einstellung dieser Lenkstange ist dabei ganz unabhängig von der der anderen Steuerapparate und der Steuerhebel 2' wie das Lenksteuer eines Automobils zu handhaben.

246 147. Vorrichtung zum gleichzeitigen Einstellen der verschiedenen Steuerflächen von Luftfahrzeugen und Unterseebooten. Louis Blériot, Paris. Zusatz zum Patent 244 158 vom 3. März 1907. Die Erfindung besteht darin, daß eine Wasserwaage (Libelle) oder ähnlich wirkende Vorrichtung in solcher Anordnung benutzt wird, daß man, richtige Drahtverbindungen vorausgesetzt, mit dem Steuerhebel nur der Luftblase der Libelle zu folgen braucht, um den Steuerorganen die im gegebenen Augenblicke erforderliche Stellung zu erteilen. Richtige Einstellungen ergibt jedoch die Wasserwaage nur bei langsamen Änderungen der Lage des Flugzeuges.

Die Einstellvorrichtung besteht aus der Platte i , die mit einem Kardangeln in Verbindung steht, das über der Grundplatte t



Zu Nr. 246 147.

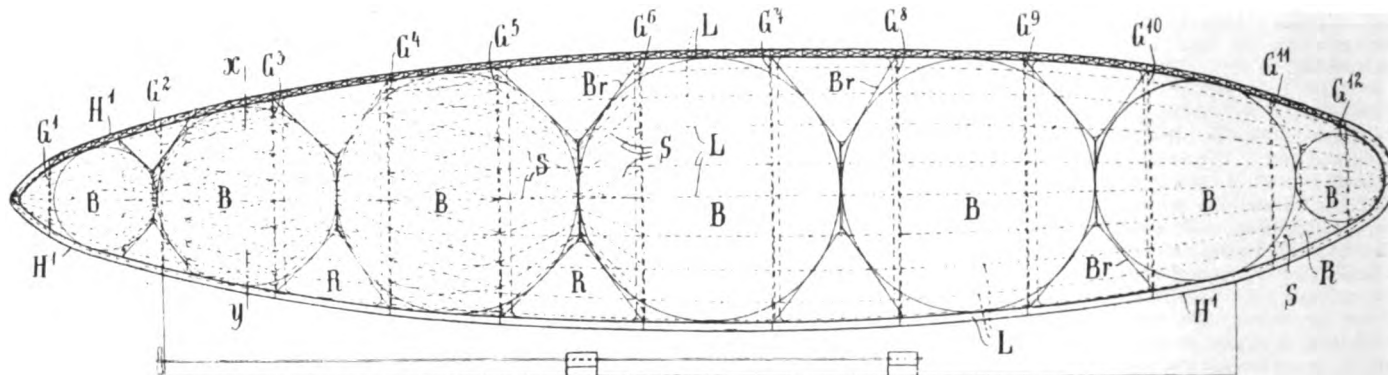
angebracht und mit einem Steuerhebel j versehen ist. Vier Drahtzüge k, l, m und n verbinden die vier Endpunkte o, p, q und r der Lenkstangen mit den Punkten e, f, g und h auf der Platte i . Die sphärisch gestaltete Wasserwaage u ist durch elastische Bänder v an dem Rahmen w derart aufgehängt, daß bei normaler Lage der Steuerflächen die Blase der Waage u sich unmittelbar über der Spitze des Steuerhebels befindet, der alsdann senkrecht steht.

Wenn sich das Fahrzeug nach vorn zu heben sucht, so wandert auch die Blase nach vorn, und es genügt zur Erhaltung der Gleichgewichtslage, den Steuerhebel zunächst unter das Zeichen zu führen,

wodurch die beiden Steuerflächen, vorausgesetzt, daß sie sich am hinteren Teile des Fahrzeuges befinden, gleichmäßig heben, und alsdann mit dem Steuerhebel der Blase zu folgen, welche nach und nach in den Mittelpunkt zurückkehrt, während die Steuerflächen und folglich auch das Fahrzeug allmählich wieder die normale Lage annehmen. Ebenso ist es bei Schwankungen des Fahrzeuges um die Längsachse. Hebt sich z. B. die linke Seite, so daß also auch die Luftblase nach

Die Zeichnung veranschaulicht den Erfindungsgegenstand in beispielsweise Ausführungsform.

Die äußere Hülle H^1 des Luftschiffes spannt sich über Längsträger L aus Aluminium, Holz oder sehr dünnem Stahl. Der zwischen den Trägern verbleibende Hohlraum ist mit einer Reihe gewöhnlicher Kugelballone B ausgefüllt. Die Längsträger sind untereinander durch ringförmige Gitterträger G^1 bis G^{12} verbunden, die



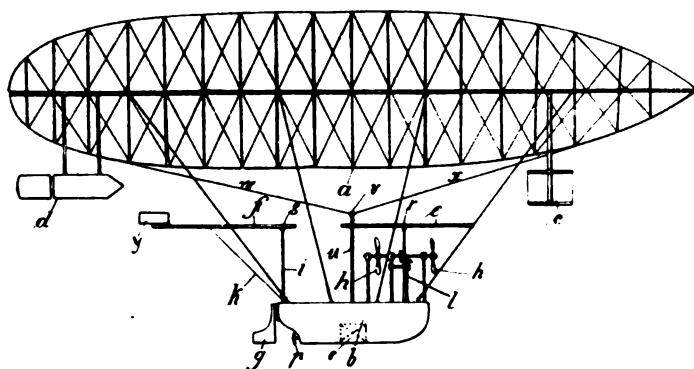
Zu Nr. 246 199.

links wandert, so geht man, um die Normallage wieder herzustellen, zunächst mit der Steuerhebelspitze unter die Blase, wodurch der linke Flügel a vorn gesenkt und der rechte b vorn gehoben wird, und verfolgt alsdann die Blase mit dem Steuerhebel weiter. Will man seine Lage verändern und um ein bestimmtes Maß entweder nach oben oder nach unten gehen, so braucht man nur den Steuerhebel entsprechend zu neigen, und zwar nach hinten im ersten und nach vorn im zweiten Falle, und ihn dann bei Ankunft in der gewünschten Höhenlage wieder unter die Blase zu führen.

Um besser folgen zu können, ist die Wage durchsichtig; beispielsweise, wie in Fig. 2 und 3 dargestellt, aus zwei sphärisch konzentrischen, durch einen Rahmen zusammengehaltenen Glasplatten hergestellt.

248 876. Motorluftschiff mit während der Fahrt lösbarer Gondel. Emil Wedekind in Berlin. Die Gondel des Luftschiffes ist als selbstständiger Drachenflieger ausgebildet, um im Notfall, während der Fahrt von dem Gastragkörper getrennt, als Drachen- oder Gleitflieger verwendet werden zu können.

Der Motor a treibt die Propeller b an und kann auch nach dem Niedergang der bootartigen Gondel auf See mit einer Schiffsschraube p gekuppelt werden, wobei g das Steuer des Motorbootes ist. Die Tragflächen e und f sind mit ihren senkrecht zur Fahrtrichtung ver-



Zu Nr. 248 876.

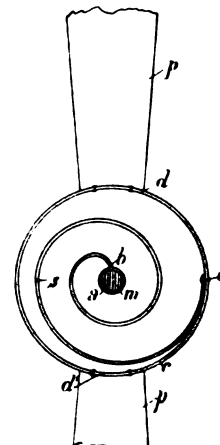
laufenden Achsen m und t fest verbunden und in r und s drehbar auf den mit der Gondel starr verbundenen Streben i und l gelagert, so daß sie je nach Einstellung zur Unterstützung des Höhensteuers c sowohl wie zur gänzlichen Entlastung des Gastragkörpers beim Aufstieg verwendet werden können.

k ist eine verstellbare Versteifung der hinteren Tragfläche, d das Seitensteuer des Luftschiffes, y das des Drachenfliegers.

246 199. Luftschiff mit im Innern des Tragkörperhohlraumes befindlichen Kugelballonen. Johann Schütte in Danzig-Langfuhr.

Gegenstand der Erfindung ist ein Luftschiff, bei dem die Zwischenräume zwischen den in dem Tragkörperhohlraum untergebrachten Kugelballonen durch Ringballone von dreieckigem, elliptischem oder kreisförmigem Querschnitt ausgefüllt werden, wobei die Ringballone zwischen geeignete Querversteifungen eingebaut sind.

senkrecht zur Längsschiffmittellachse stehen. Diese ringförmigen Träger G^1 bis G^{12} sind wiederum durch rundum laufende Dreiecksverbände versteift, derart, daß die Streben S dieses Dreiecksverbandes als Tangenten von einem innen liegenden Ringe an die Oberfläche der Kugelballone B oder diesen Tangenten parallel geführt sind. Zwischen den Kugelballonen B , die wegen ihrer gleichmäßigen Beanspruchung besonders geeignet erscheinen, verbleiben also ringförmige Hohlräume R von dreieckigem Querschnitt. Diese ringförmigen Hohlräume werden durch eine Reihe von Ringballonen R , die sich entweder der Dreiecksform anpassen oder elliptischen oder kreisförmigen Querschnitt haben können, ausgefüllt.



Zu Nr. 248 770.

248 770. Schraube für Luft und Wasserfahrzeuge, deren Flügel an einem Ring befestigt sind. André Julien Mahoudeau de Villethiou in Paris. Die Flügel p der Schraube sind an einem Ring befestigt. Dieser Ring ist durch eine Spirale mit der Welle a verbunden. Die Luft bzw. das Wasser kann durch den mittleren Teil frei hindurchstreichen, und die Spirale bildet eine nachgiebige Befestigung.

Bücher-Besprechungen.

Brähler, *Chemie der Gase*. Luftfahrzeugbau und -führung, Band III.

In den zum ersten Teil zusammengefaßten sieben ersten Kapiteln werden die allgemeinen Eigenschaften der Gase behandelt, von denen ich namentlich auf das Kapitel über die Diffusion hinweisen will, welches erklärt, warum die Wasserstofffüllung eines Luftschiffes allmählich schlechter wird. Im zweiten Teil sind dann die einzelnen, für den Luftschiffer wichtigen Gase behandelt; namentlich die Darstellung des Wasserstoffes ist recht ausführlich dargestellt. Auch ist hierbei vielfach auf die Wirtschaftlichkeit hingewiesen.

Leider sind die wenigen mathematischen Formeln, welche im Buch vorkommen, nicht ganz einwandfrei. Z. B. gilt die Formel $V_t = V_0 (1 - \alpha t)$ nur für den Fall, daß sich ein Gas von der Temperatur des schmelzenden Eises ausgehend abkühlt, was in der Luftschiffahrt wohl nie von Bedeutung sein wird. Vorteilhaft wäre die allgemein gültige Formel gewesen: $V_{t2} = V_{t1} \frac{1 + \alpha t_2}{1 + \alpha t_1}$. Auch sind die zu diesen Formeln im Anhang gegebenen Tabellen nicht ohne Rechenfehler.

Da aber der Luftschiffer gerade diese Formeln und Tabellen in anderen ihm leicht zugänglichen Büchern, z. B. Emden, Grundlagen der Ballonführung, fehlerfrei findet, so schadet dies dem Buche nichts, umsoweniger da alles übrige hervorragend gut dargestellt ist.

Dr. K. Schr.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEHR	DR.-ING. H. FÖTTINGER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR.-ING. F. BENDEMANN	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG L. E.	R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. R. EMDEN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	DR. FRITZ HUTH	DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DÄNZIG
DR. S. FINSTERWALDER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG		

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

16. November 1912.

Heft 21.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND -ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: »Flugtechnik Berlin«.

INHALT:

Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges. Von Dipl.-Ingenieur A. Betz. S. 269.

Einige einfache Berechnungen der auftretenden Flügelbeanspruchungen. Von Ingenieur Ernst Heinkel, Johannisthal/Berlin. S. 272.

Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique (26. Oktober bis 10. November 1912). Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. S. 275.

Die Ergebnisse des englischen Wettbewerbs für Militärflugzeuge. S. 279. Patentschau. S. 280.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Ein Beitrag zur Erklärung des Segelfluges.

Von Dipl.-Ing. A. Betz.

Durch die großen Erfolge, welche der Maschinenflug in den letzten Jahren errungen hat, wandte sich naturgemäß das Interesse aller Flugtechniker hauptsächlich dieser aussichtsreichsten Methode der Eroberung der Luft zu, und ein Problem, das Otto Lilienthal, dem Vater der Flugtechnik, als erstrebenswertestes Ziel seiner Versuche vor Augen schwebte, der Segelflug, der ein müheloses Dahinschweben durch die Luft ermöglicht, ist heute nahezu in Vergessenheit geraten. Und doch fordert die Tatsache, daß es segelnde Vögel gibt, immer wieder dazu heraus, diesen scheinbaren Widerspruch gegen die Grundlehren der Mechanik aufzuklären. Bis zu einem gewissen Grade ist die Wissenschaft auch dem geheimnisvollen Rätsel auf die Spur gekommen. Man weiß, daß der Wind turbulent ist, d. h. daß er nicht einen geordneten Luftstrom bildet, sondern daß die Geschwindigkeit und die Richtung der Strömung räumlich und zeitlich oft recht bedeutenden Schwankungen unterworfen sind, und man weiß auch, daß in dieser Turbulenz Energie steckt, die ein in der Luft schwebender Körper sich nutzbar machen kann, so daß der Segelflug damit prinzipiell erklärbar erscheint.

Wie nun aber ein segelnder Vogel die Turbulenz sich zunutze macht, diese Frage harret noch der Lösung¹⁾. Man kann die Geschwindigkeitsänderungen des Windes zur Erklärung

¹⁾ Der verhältnismäßig einfache Fall, wenn der Wind durch eine Bodenerhebung nach oben abgelenkt wird, so daß sich der Vogel dauernd in einem aufwärts gerichteten Luftstrom befindet, kann nicht als eigentlicher Segelflug gelten, weil er nur an ganz bestimmten Stellen stattfinden kann, während beim wahren Segelflug, von dem hier allein die Rede sein soll, der Vogel oft weite Strecken ohne einen Flügelschlag zurücklegt.

heranziehen. Wenn ein Vogel, der beispielsweise gegen den Wind fliegen möge, sich so einstellt, daß er bei großer Windgeschwindigkeit steigt und bei kleiner fällt, wobei natürlich seine Eigengeschwindigkeit beim Steigen ab- und beim Fallen zunimmt, so läßt sich bei Annahme einer sprunghaften Änderung der Windstärke zeigen, daß der Vogel während einer solchen Periode die Energie $E = m \Delta_1 \Delta_2$ gewinnt, wobei m die Maße des Vogels, Δ_1 die Änderung der Windgeschwindigkeit und Δ_2 die Änderung der Absolutgeschwindigkeit des Vogels während der Schwankung bedeuten. Wollte man auf Grund dieser Formel den Segelflug erklären, so müßte man neben recht erheblichen Windschwankungen auch ziemlich starke Änderungen in der Höhenlage des Vogels annehmen, die jedoch in Wirklichkeit nicht beobachtet werden und die auch für ein mit Menschen bemanntes Flugzeug kaum durchführbar wären.

Im folgenden soll nun gezeigt werden, wie das Vorhandensein von auf- und absteigenden Windkomponenten oder was gleichbedeutend ist, von Schwankungen der Windrichtung in eine Vertikalebene, eine scheinbare Verminderung des Luftwiderstandes zur Folge hat, ja unter Umständen sogar einen recht beträchtlichen Vortrieb (negativen Widerstand) erzeugen kann, der wohl geeignet ist, den Segelflug zu ermöglichen. Leider ist die Flugwissenschaft bis jetzt noch so wenig über die allerersten Anfänge hinaus, daß sich recht häufig bei Untersuchungen ein unangenehmer Mangel an einwandfreien Grundlagen fühlbar macht; so müßte auch für die folgenden Betrachtungen eine Reihe von Annahmen gemacht werden, die eine gewisse Unsicherheit in die Rechnung bringen. Aber die Fehler, die dadurch entstanden sind, dürften doch von nur untergeordneter Bedeutung sein; im wesentlichen werden die Vorgänge in Wirklichkeit wenigstens angenähert dem entsprechen, was die gerechneten Beispiele zeigen.

Eine solche Unsicherheit besteht zunächst bezüglich unserer Kenntnis über die feineren Luftbewegungen, welche im

Wind vorhanden sind. Da wir hier nur die vertikalen Schwingungen betrachten, so wollen wir die übrigen Störungen ganz außer acht lassen, und insbesondere die Windgeschwindigkeit v als konstant annehmen und Änderungen der Windrichtung in der Horizontalprojektion vernachlässigen. In der Vertikalebene muß zwar die Richtung des Windes im Mittel horizontal sein¹⁾, in einem bestimmten Zeitpunkte wird sie dagegen eine Neigung gegen die Horizontalebene besitzen und zwar möge der Winkel des scheinbaren Windes, wie er einem auf dem Flugzeug befindlichen Beobachter erscheint, β sein. Von einem ruhenden Standpunkte aus wird man natürlich im allgemeinen einen etwas größeren Wert für die Neigung des Windes beobachten. Wir wollen nun annehmen, daß die Richtungsänderung nach einem Sinusgesetz vor sich geht, so daß

$$\beta = \beta_0 \sin \omega t$$

ist. β_0 ist hierbei die größte auftretende Neigung der Windrichtung. Über die Größe dieses Wertes sei vorläufig noch keine Annahme gemacht. ω ist ein Faktor, der die Dauer T der Periode bestimmt ($T = \frac{2\pi}{\omega}$), der jedoch, wie sich zeigen wird, nur eine nebensächliche Bedeutung hat.

Die Winkelbezeichnungen sind aus Fig. 1 zu ersehen. Ein positiver Wert von β entspricht demnach einem aufsteigen-

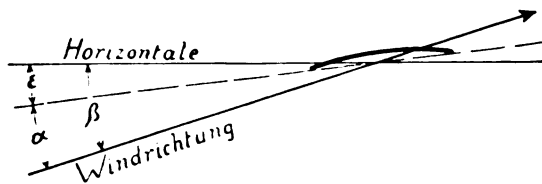


Fig. 1.

den Luftstrom; α ist der Winkel der Windrichtung mit der Sehne des Flügelprofils und $\varepsilon = \beta - \alpha$ die Neigung der Tragfläche gegen die Horizontale.

Je nach der Neigung β werden Auftrieb und Widerstand im Laufe einer Periode wechseln, wodurch Änderungen in der Geschwindigkeit und Richtung des Fluges verursacht werden. Bei genügend großer Masse des Vogels bzw. des Flugzeugs und nicht zu langer Dauer einer Periode werden jedoch diese Schwingungen nicht sehr stark sein. Wir wollen sie deshalb hier, wo es sich doch nur um einen angenäherten Überblick über die Verhältnisse handeln kann, vernachlässigen und eine gleichförmige Bewegung voraussetzen. Die in jedem einzelnen Zeitpunkte wirkenden Kräfte machen sich dann nicht bemerkbar, es kommt nach außen nur ihr zeitlicher Mittelwert zur Geltung. Rechnet man nun diesen Mittelwert aus, so findet man, daß unter Umständen der Widerstand negativ wird, also in einen Vortrieb übergeht, während der Auftrieb positiv bleibt.

Bei der Untersuchung wollen wir zwei Fälle unterscheiden: den günstigsten und den einfachsten Fall. Der erstere ist dann gegeben, wenn sich die Tragfläche stets der Windrichtung entsprechend so einstellt, daß sie den geringsten Widerstand — bzw. den größten Vortrieb — in horizontaler Richtung ergibt. Man kann sich den Fall etwa in der Weise verwirklicht denken, daß die Flügel sich unter dem Einflusse des wechselnden Auftriebes elastisch verdrehen, während der übrige Körper infolge seiner Trägheit seine Lage angenähert beibehält. Das letztere wird zutreffen, wenn einerseits die Längsstabilität genügend klein ist, so daß nur geringe Drehmomente auftreten, und andererseits die Schwingungen nicht allzu langsam vor sich gehen. Im zweiten Falle sei angenommen, daß die Tragfläche unabhängig von der jeweiligen Windrichtung einen konstanten Einstellwinkel ε gegenüber den Horizontalen hat; auch hierbei erzielt man bei geeigneter Wahl des Flügelprofils und des Einstellwinkels eine erhebliche Verminderung

¹⁾ Die rätselhafte, hauptsächlich von Lilienthal beobachtete Aufkomponente des Windes hat zwar bis jetzt noch keine einwandfreie Erklärung gefunden, sie wird sich aber wohl auch noch einmal aus der Struktur des Windes erklären lassen. Eine dauernde Fortbewegung der Luft von der Erdoberfläche weg ist natürlich nicht möglich. Hier soll diese Erscheinung nicht berücksichtigt werden, das Ergebnis wird daher in Wirklichkeit voraussichtlich noch günstiger ausfallen, als die Rechnung ergibt.

des Widerstandes, wenn auch natürlich nicht in dem Maße wie im ersten Falle.

Zur Untersuchung des ersten Falles kann man sich zweckmäßig der von Lilienthal benutzten Darstellungsweise der auf eine Tragfläche wirkenden Kräfte bedienen. Von einem Punkt O aus werden die bei den verschiedenen Einfallswinkeln wirkenden Kräfte nach Größe und Richtung aufgetragen, wobei als X -Achse die Richtung des Windes gewählt ist. Die Endpunkte dieser Kraftvektoren werden durch eine Kurve verbunden und die jeweiligen Einfallswinkel an die betreffenden Punkte der Kurve beigeschrieben. Fig. 2 stellt nun ein solches Diagramm¹⁾

für die von O. Föppl (Jahrb. d. M.St.G. 1911) untersuchte Fläche — 12×108 cm, $0,45$ cm Wölbungspfeil — dar. Diese Platte wurde gewählt, weil ihr großes Seitenverhältnis $9 : 1$ dem der segelnden Vögel am ehesten entspricht und wesentlich günstigere Ergebnisse erzielen läßt als kürzere Tragflächen. Leider ist die Platte nur bis $\alpha = -4^\circ$ untersucht, so daß die Werte für die stärkeren, negativen Einfallswinkel durch Extrapolation geschätzt werden mußten. Da die Richtung des Luftstromes mit der X -Achse zusammenfällt, stellen die Abszissen die Widerstands- und die Ordinaten die Auftriebskoeffizienten bei horizontalem Luftstrom dar. Ist nun die Windrichtung um den Winkel β geneigt, so müssen wir uns das Diagramm um diesen Winkel gedreht denken, so daß OX wieder mit der Luftströmung zusammenfällt, OX' ist nun die Horizontale, OY' die Vertikale. Der Abstand eines Punktes P der Kurve von der neuen X' -Achse stellt nun den Auftrieb in der Vertikalen und der Abstand $x' = ON$ von der Y' -Achse ist der Koeffizient ζ_w' des Widerstandes in der Horizontalen (in dem in Fig. 2 gezeichneten Falle negativ). Der kleinste Widerstand wird erhalten, wenn die Vertikale NP eine Tangente an die Kurve ist, da α bzw. ε nach der gemachten Annahme beliebig gewählt werden kann, ist dies immer möglich. Wir brauchen daher nur für die verschiedenen Werte von β die Tangenten an die Kurve zu legen und die Strecke ON zu bestimmen. Das Ergebnis dieser Konstruktion zeigt Fig. 3. Den zeitlichen Mittelwert des Widerstandskoeffizienten während einer Periode, auf den es uns ja in letzter Linie ankommt, erhalten wir durch Integration nach der Zeit:

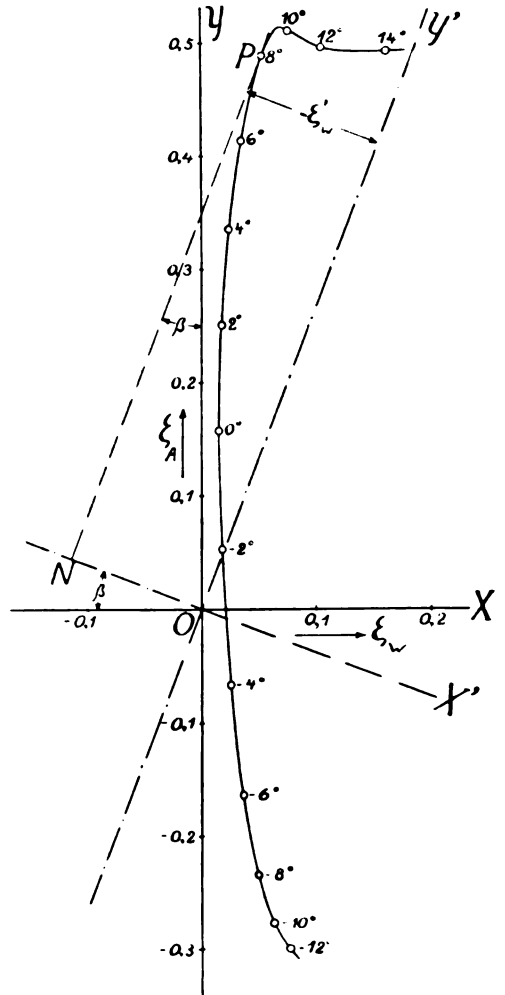


Fig. 2.

¹⁾ Es sind hier nicht die Kräfte selbst aufgetragen, sondern die Koeffizienten ζ der Formel: Kraft $= \frac{\gamma v^2}{g} \cdot F \cdot \zeta$. Auf die Gestalt des Diagrammes hat dies keinen Einfluß, der Unterschied liegt nur im Maßstab.

$$\bar{\zeta}_w^0 = \frac{1}{T} \int_0^T \zeta_w' dt.$$

Man muß daher die Widerstandswerte als Funktion der Zeit darstellen, was bei der angenommenen, einfachen Beziehung zwischen β und t leicht auszuführen ist. In Fig. 3 ist die Konstruktion für die Amplitude $\beta_0 = 10^\circ$ angedeutet: Die Zeit ist auf dem Umfang eines Kreises aufgetragen (von dem nur die untere Hälfte gezeichnet ist). Der einem bestimmten Zeitmoment entsprechende Widerstandswert liegt nun senkrecht über dem betreffenden Punkte des Kreises. Der Mittelwert der gleichen Zeitintervallen entsprechenden Ordinaten

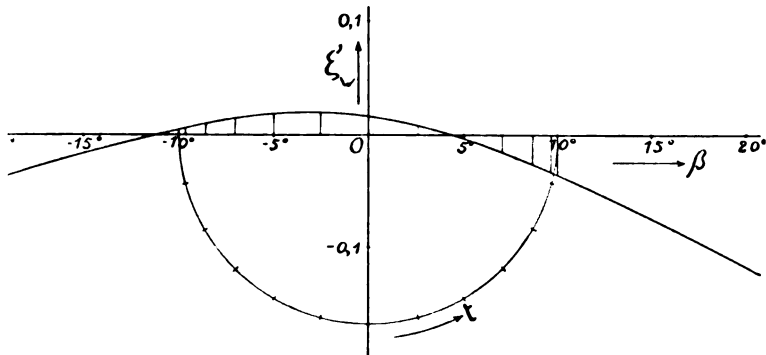


Fig. 3.

ist der zeitliche Mittelwert des Widerstandskoeffizienten. Je nach der angenommenen Stärke der Windschwankung (β_0) wird man natürlich verschiedene Werte für ξ_w^0 erhalten; diese sind in Fig. 4 in etwas größerem Maßstabe aufgetragen. Man ersieht daraus, daß bereits bei einer Schwankung der Windrichtung um ca. $\pm 10^\circ$ der scheinbare Widerstand 0 wird, während man bei stärkeren Schwankungen einen Vortrieb erhält. Die Diagramme geben nur die Verhältnisse für eine einfache Tragfläche wieder, bei einem vollständigen Flugzeug ist noch der Widerstand der übrigen Teile zu berücksichtigen. Wir wollen ihn so groß annehmen, daß bei hori-

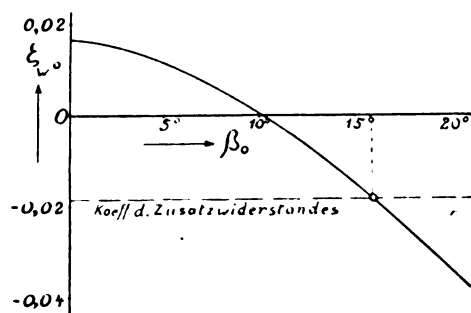


Fig. 4.

zontalem Winde der Auftrieb im günstigsten Falle das Achtfache des Widerstandes beträgt. Wir erhalten so den in Fig. 4 als Koeffizient des Zusatzwiderstandes eingetragenen Wert (der wahre Zusatzwiderstand ist natürlich $F \cdot \frac{\gamma v^2}{g}$ mal so groß).

Der Segelflug ist demnach bei den gemachten Voraussetzungen möglich, wenn die Amplitude β_0 der Windschwankung ungefähr 16° beträgt.

Um bei Annahme des zweiten Falles — Tragfläche mit konstanter Neigung ϵ — günstige Ergebnisse zu erzielen, muß man Flächen mit nicht zu kleiner Wölbung wählen, die bei negativem Einfallswinkel nur geringe, nach abwärts gerichtete Kräfte erfahren. Es wurde daher für die Rechnung die von O. Föppl (Jahrb. d. M. St.G. 1911 sowie diese Zeitschrift I. Jahrg., S. 129) untersuchte Platte — 20×80 cm, Wölbungspfeil 1,65 cm — zugrunde gelegt, noch stärker gewölbte Tra-

sind wieder wegen ihres großen Widerstandskoeffizienten ungünstig. Leider hat die Platte nur das kleine Seitenverhältnis 4 : 1, bei längeren Flächen darf man wesentlich bessere Resultate erwarten. Die Messungen reichten bei dieser Tragfläche bis zu dem Winkel $\alpha = -7^\circ$, es mußte also auch hier eine ziemlich starke Extrapolation vorgenommen werden. Wir tragen hier die

Widerstandskurve am zweckmäßigsten so auf, daß die Sehne des Tragflächenprofils mit der X-Achse zusammenfällt; Abszissen und Ordinaten stellen also die Koeffizienten der Kräfte in Richtung (ξ_r) und senkrecht zur Sehne (ξ_N) dar. Schon bei horizontaler Lage der Platte ergibt sich bei aufwärts gerichtetem Winde ein Vortrieb. Man erhält aber noch günstigere Resultate, wenn man die Tragfläche etwas nach vorne neigt. Man kann die Verhältnisse sofort übersehen, wenn man sich das Diagramm um den betreffenden Winkel (ϵ) gedreht denkt und die Kräfte auf die neuen Koordinaten OX' und OY' bezieht (Fig. 5). Für $\epsilon = 6^\circ$ z. B., entsprechend der Fig. 5, erhält man als Widerstandskoeffizienten bei horizontalem Winde ($\beta = 0^\circ$) den Abstand des Punktes $a = -6^\circ$ von der OY' -Achse und bei einer Neigung des Windes $\beta = 4^\circ$ den Abstand des Punktes $a = -2^\circ$ usw. Fig. 6 und Fig. 7 zeigen das Ergebnis für zwei Werte von ϵ . Die stärkere Neigung ($\epsilon = 6^\circ$) ergibt einen größeren Vortrieb, aber erst bei großen Werten von β_0 , für schwächere Windschwankungen erhält man mit dem kleineren Winkel ($\epsilon = 4^\circ$) ein besseres Resultat.

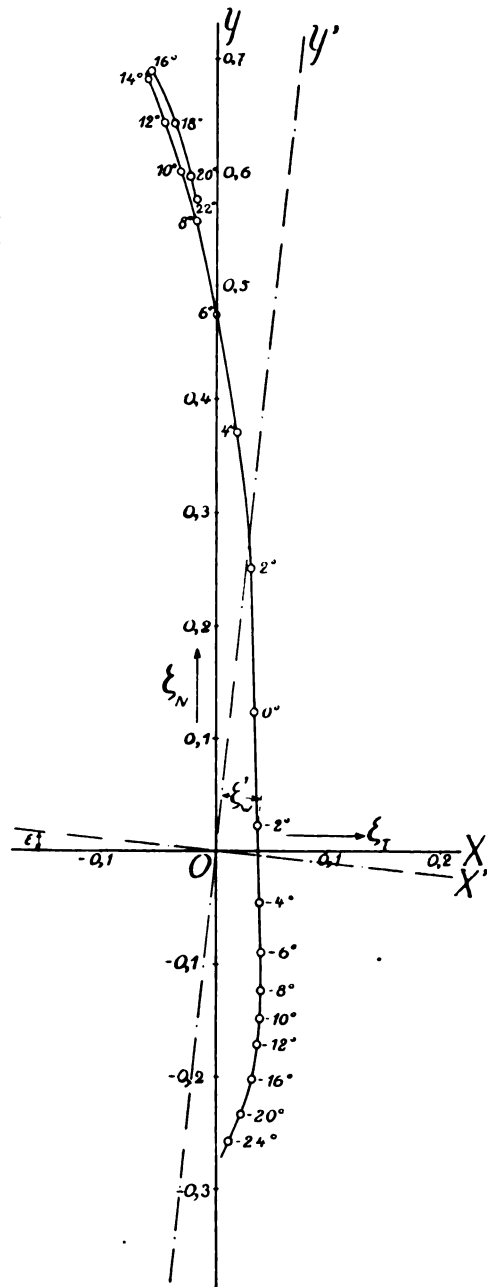


Fig. 5.

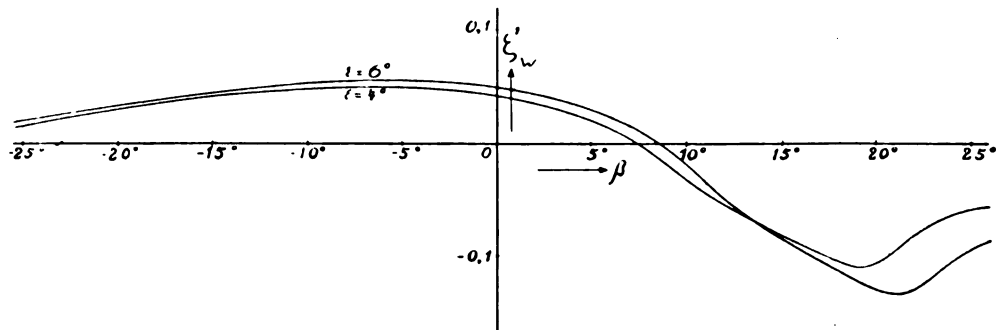


Fig. 6.

Der Vortrieb ist jedoch in beiden Fällen nur gering, so daß er kaum einen erheblichen Zusatzwiderstand überwinden könnte, doch sind auch die untersuchten Flächen, wie bereits hervorgehoben, nicht gerade sehr günstig.

Bisher haben wir immer nur den Widerstand betrachtet; für den Auftrieb muß natürlich stets die Bedingung eingehalten werden, daß sein Mittelwert positiv bleibt, und das ist bei allen gezeichneten Beispielen der Fall, abgesehen von ganz kleinen Werten für β_0 . Der mittlere Auftriebskoeffizient wird allerdings erheblich geringer sein als der beim günstigsten Gleitwinkel auftretende. Er ist aber im zweiten Falle immer noch größer, als er bei gleicher Stellung der Flügel und konstanter horizontaler Windrichtung wäre. Der niedrige Mittelwert des Auftriebskoeffizienten bedingt eine größere Fluggeschwindigkeit. Dies ist insofern von Bedeutung, als mit wachsender Eigengeschwindigkeit der Winkel β des scheinbaren Windes gegen die Horizontale abnimmt. Man kann dem aber entgegenwirken, indem man die spezifische Belastung der Tragflächen kleiner wählt.

Zu der bereits angeführten Unsicherheit in den experimentellen Werten (Windschwankungen, Windkräfte auf Platten bei großen negativen Einfallswinkeln) kommt noch ein weiteres Moment, welches die Genauigkeit der angestellten Rechnungen beeinträchtigt. Alle bisher gemachten Untersuchungen über Widerstandskräfte beziehen sich auf stationäre Zustände, es ist nun durchaus nicht als sicher vorzusetzen, daß bei wechselnden Windkräften, wie sie hier auftreten, dieselben Werte gelten. Doch werden die Abweichungen

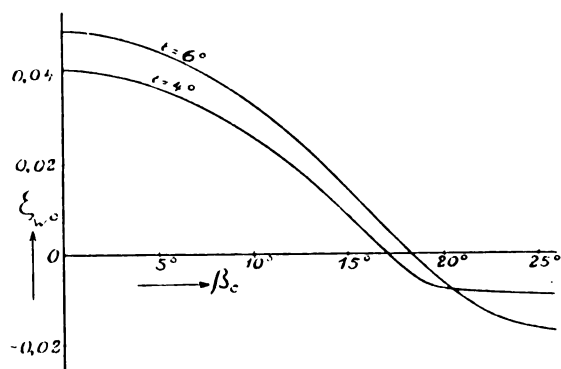


Fig. 7

bei genügend langsamen Schwankungen nur klein sein, und man darf wohl annehmen, daß sie auch im vorliegenden Falle nicht so groß sein werden, daß das Resultat wesentlich geändert würde.

Die hier erörterten Vorgänge bei der Einwirkung des natürlichen Windes auf feststehende Tragflächen (Fall 2) dürften auch zur Erklärung einer Erscheinung beitragen, die zuerst von Otto Lilienthal beobachtet und in seinem Werke »Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst« besonders hervorgehoben wurde, daß nämlich Tragflächen im Winde erheblich günstiger sich verhalten als auf dem Rundlauf. Und wenn Gustav Lilienthal in neuerer Zeit besonders bei dicken Flügelprofilen einen merklichen Vortrieb gefunden hat, so ist das gar nicht unwahrscheinlich, denn die starke Wölbung der Saugseite und die gute Abrundung der Vorderkante, die solche Profile in der Regel besitzen, sind vermutlich für den vorliegenden Zweck besonders günstig.

Wenn diese Untersuchung wegen der Unsicherheit der Grundlagen auch keinen Anspruch auf quantitative Genauigkeit machen kann, so zeigt sie doch einen Weg, der in überaus einfacher Weise die Ausnutzung der Turbulenz des Windes für den Segelflug gestattet. Bedenkt man ferner, daß das Streben bei der Untersuchung von Tragflächen in erster Linie der Förderung des Maschinenfluges galt, so darf man wohl annehmen, daß unsere bis jetzt untersuchten Flächen für den Segelflug nach der dargestellten Theorie, der doch ganz erheblich andere Eigenschaften der Flügel verlangt, recht wenig geeignet sind, und man darf deshalb hoffen, Tragflächen zu finden, welche schon bei wesentlich geringeren Windschwankungen einen merklichen Vortrieb ergeben als

die hier gezeigten Beispiele. Wenn dann auch noch die Forschung über die feinere Struktur des Windes weiter fortgeschritten ist, so wird es vielleicht doch noch gelingen, das Geheimnis des Segelfluges zu ergründen und ihn möglicherweise sogar nachzuahmen.

Einige einfache Berechnungen der auftretenden Flügelbeanspruchungen.

Von Ingenieur Ernst Heinkel, Johannisthal/Berlin.

Nachdem die Flugmaschine ihre praktische Verwendbarkeit in vielen Hinsichten bewiesen hat, glauben viele in dieser neuen Industrie ihr Glück machen zu können, und zwar dadurch, daß sie mit einem eigenen Typ, mit einem eigenen System herauskommen. Ihre Vorkenntnisse mögen sich diese Leute zum Teil aus ganz guten Büchern, die ja heute schon in ziemlich großer Anzahl existieren, gesammelt haben. Die meisten Bücher sind aber leider entweder nur rein beschreibender Art mit mehr oder weniger gut gelungenen Photographien oder aber behandeln sie die aerodynamischen Vorgänge rein theoretisch, ohne auf die in der Wirklichkeit in der Luft während des Fluges sich abspielenden Vorgänge und vorkommenden Beanspruchungen näher einzugehen.

Viele, die sich an den äußerlich so einfach aussehenden Flugzeugbau heranwagen, haben dann keine Ahnung, welchen Beanspruchungen die einzelnen Teile des Flugzeuges unterworfen sind, wie die Beanspruchungen bei ruhiger Luft und wie sie bei bewegter, böiger und stürmischer Luft sind, was für Verhältnisse bei einem Gleitflug gelten und was für Kräfte entstehen, wenn von einem Gleitflug mit abgestelltem Motor rasch wieder auf einen horizontalen Flug mit laufendem Motor übergegangen wird. Die Folgen einer derartigen Unkenntnis zeigen sich dann leider nur zu früh in den häufigen Unfällen, die auf alle möglichen Gründe zurückzuführen sind, die eigentlich unter gar keinen Umständen vorkommen dürften. Haben dann die betreffenden Konstrukteure ihren Leichtsinns selbst eingesehen, so wird der Unfall meist auf den Piloten geschoben oder auf andere höhere Einflüsse und Ursachen zurückgeführt.

Der wahre Grund des Unfalls ist aber entweder ein Konstruktionsfehler, schlechtes Material, ein Flügelbruch, schlechte und gefährliche Gewichtsverteilung usw.

Es ist deshalb eine erste Pflicht des Konstrukteurs, sich mit den Gesetzen der im Fluge in allen Lagen auftretenden Kräfte einerseits und mit der zulässigen Beanspruchung der verwendeten Materialien andererseits intensiv zu beschäftigen. Zur Berechnung der wirklichen Größen der Teile einer Konstruktion ist es notwendig, alle möglichen, namentlich die maximalen Beanspruchungen, denen der betreffende Teil unterworfen ist, in Betracht zu ziehen.

Die Teile, die beim Flugzeug den verschiedensten und stärksten Beanspruchungen ausgesetzt sind, sind ohne Zweifel die Flügel und deren Hauptquerträger und die Kabel, an denen die Flügel aufgehängt sind. Die größte Beanspruchung erleiden die Flügel beim Abfangen des Apparates nach einem Gleitflug. Sie wird um so größer, je größer der Gleitwinkel und je größer die Geschwindigkeit der Maschine ist und je schneller und plötzlicher der Apparat vom steilen Gleitflug in den horizontalen Flug übergeht. In folgendem sind die Größen dieser Kräfte näher untersucht und für einige in der Praxis vorkommende Fälle bestimmt.

Angenommen das Gewicht des Apparates mit Führer beträgt G ; die Maschine erreicht bei einem Gleitwinkel von φ° eine Geschwindigkeit von v m/Sek. In der Zeit von t Sekunden soll der Apparat abgefangen sein und eine horizontale Lage einnehmen. Es handelt sich nun, die Kräfte zu bestimmen, die beim Abfangen der Maschine entstehen. Bezeichnet man die vertikale Geschwindigkeit des Flugzeuges mit v_s , so folgt aus Fig. (1) für diese senkrechte Geschwindigkeit

$$v_s = v \cdot \sin \varphi \quad \dots \quad (1)$$

Die senkrechte Endgeschwindigkeit nach Abfangen der Maschine ist gleich Null. Die Geschwindigkeitsänderung beträgt somit $v_v = v \cdot \sin \varphi$. Die zur Verzögerung dieser senkrechten Geschwindigkeit notwendige Kraft bekommt man aus

Kraft = Masse \times Beschleunigung

$$K = \frac{G}{g} \cdot \frac{v \cdot \sin \varphi}{t} \quad (2)$$

($g = 9,81$). Aus Gleichung (2) ist ersichtlich, daß die Kraft K mit der Abnahme der Zeit t wächst, d. h. je schneller

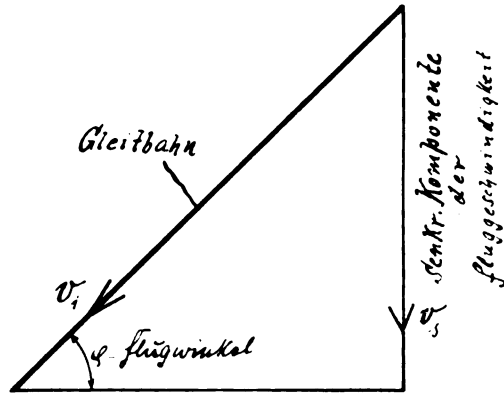


Fig. 1.

der Apparat abgefangen wird, je größer wird der Druck auf die Flügel.

Außerdem sieht man, daß P mit der Geschwindigkeit v und mit der Zunahme des Gleitwinkels φ ebenfalls zunimmt.

Wir wollen nun folgendes aus der Praxis herausgegriffene Beispiel durchrechnen.

Ein Flugzeug von einem Gesamtgewicht im Fluge von 600 kg (inkl. Führer und Betriebsstoff) erreicht bei einem Gleitwinkel von 45° eine Geschwindigkeit von 200 km in der Stunde und wird in zwei Sekunden abgefangen (aufgerichtet).

Die Kraft, mit der die Flügel im Moment des Aufrichtens des Flugzeuges belastet werden, setzt sich aus zwei Kräften zusammen:

1. Aus der Kraft, die durch das rasche Aufrichten und Bremsen der Vertikalgeschwindigkeit des Flugzeuges hervorgebracht wird;
2. aus der Last, die infolge des Eigengewichts des Flugzeuges auf den Flügeln ruht.

Die erstere Kraft k , die das Aufrichten des Flugzeuges verursacht, erhält man durch Einsetzen der Werte in Gleichung (2), somit

$$k = \frac{600}{9,81} \cdot \frac{55 \cdot \sin 45}{2} \text{ kg,}$$

woraus

$$k = 1182 \text{ kg.}$$

Die Gesamtlast, welche in diesem Moment auf den beiden Flügeln ruht, ist demnach

$$1182 + 600 = 1782 \text{ kg.}$$

Es ist somit jeder Flügel mit $\frac{1782}{2} = 891 \text{ kg}$ belastet.

Nehmen wir nun eine für einen schnellen Eindecker normale Gesamttragfläche von 20 qm an, so haben wir im Moment des Aufrichtens des Flugzeuges eine durchschnittliche Flächenbelastung pro qm von rd. 90 kg.

Bei dieser Rechnung ist allerdings nicht in Betracht gezogen, daß ein Teil dieser Last von der Stabilisierungs- oder Schwanzfläche des Flugzeuges aufgenommen wird. Bei Apparaten mit nicht tragender Schwanzfläche, d. h. bei Apparaten, bei denen die Schwanzfläche im Fluge vollständig horizontal liegt, ist diese Kraft sehr gering und kann in unserer Rechnung vernachlässigt werden. Da heute ja allgemein die Vorteile einer nicht tragenden Schwanzfläche anerkannt sind, so lohnt es sich nicht, die Rechnung für einen Apparat mit tragender Schwanzfläche auszuführen; es sei

hier nur gesagt, daß der Rechnungsgang ganz ähnlich verläuft, nur daß die Lasten, welche auf den Flügeln und der Schwanzfläche ruhen, getrennt ausgerechnet werden müssen. Außerdem kommt hierbei noch der Neigungswinkel der Schwanzfläche in Beziehung auf den Neigungswinkel der Haupttragflächen bei der spezifischen Belastung in Betracht; jedenfalls ist auch die Abweichung nicht wesentlich; es dürfte nur noch angebracht sein, zu betonen, daß in diesem Falle bei einem Flugzeug mit tragender Schwanzfläche diese Schwanzfläche entsprechend solider und sicherer am Flugzeugrumpf befestigt sein muß.

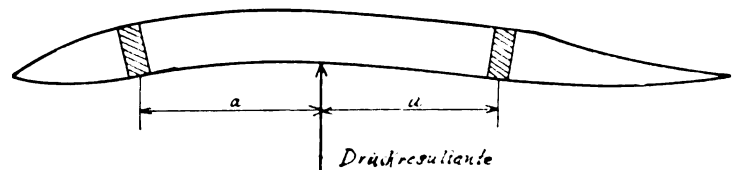


Fig. 2.

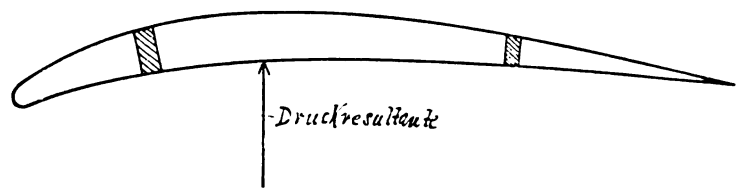


Fig. 3.

Die auf den Flügeln ruhenden Belastungen werden nun von den Querträgern der Flügel aufgenommen, die ihrerseits wieder mit Spanndrähten und Kabeln aufgehängt sind. Diese Querträger werden in den mannigfachen Querschnitten ausgeführt; einmal findet man sie aus runden Stahlrohren, ein andermal aus ovalen Stahlrohren, wieder ein andermal auf Eschenholz in I-, rechteckigen oder kastenförmigem Querschnitt. In nebenstehender Tabelle sind die hauptsächlich in der Praxis vorkommenden Querschnitte der Flügelquerträger mit den zugehörigen Trägheitsmomenten aufgeführt.

Es handelt sich nun darum, die Biegemomente der Flügelquerträger und die Zugbeanspruchungen der Kabel, an denen die Flügel aufgehängt sind, festzustellen.

Aus den Fig. (2) und (3) ist ersichtlich, daß die Querträger verschiedentlich angeordnet werden. In der Regel besitzen die Flügel der Eindecker zwei Querträger. Fig. (4) zeigt einen Flügel, bei dem der Druckmittelpunkt in der Mitte der beiden Querträger liegt; es werden bei diesem Flügel demnach beide Querträger gleich stark be-

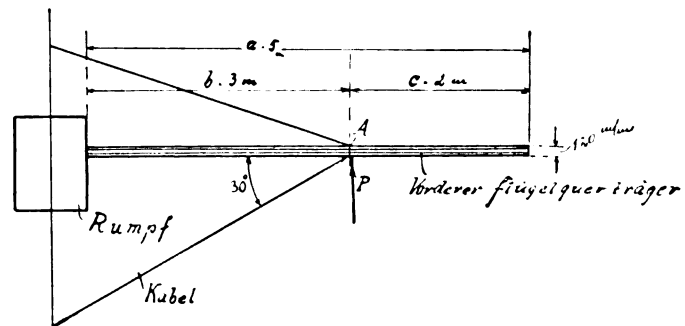


Fig. 4.

anspricht und müssen deshalb auch gleich stark ausgeführt werden. Vielfach findet man aber auch Flügelkonstruktionen, bei denen der Druckmittelpunkt nicht in der Mitte der beiden Querträger, sondern mehr in der Nähe des vorderen Querträgers liegt.

Es wird demnach hier der vordere Träger stärker beansprucht und ist deshalb auch stärker auszuführen als der hintere.

In dem vorhin behandelten Beispiel wollen wir annehmen, daß der vordere Querträger im Maximum 70% der ganzen auf einen Flügel kommenden Last zu tragen habe. Es kommen somit auf ihn

$$891 \cdot 0,7 = 624 \text{ kg.}$$

Die Breite eines Flügels und damit die Breite eines Flügelquerträgers betrage 5 m; die Belastung des Trägers pro m Länge ist demnach

$$\frac{624}{5} = 125 \text{ kg.}$$

Aus der Fig. (4) sieht man, auf welche Art und Weise der Flügel aufgehängt ist: die Breite des Flügels ist $a = 5 \text{ m}$; im Abstände $b = 3 \text{ m}$ vom Rumpfe ist das Befestigungskabel angemacht; der äußere Teil des Querträgers ist somit $c = 2 \text{ m}$. Das untere Kabel greift unter einen Winkel $\alpha = 30^\circ$ an.

Durch das Kabel wird nun der Querträger in zwei Teile geteilt.

Der äußere Teil, $a = 2 \text{ m}$, ist als Freiträger zu behandeln, der über seine ganze Länge mit der Last

$$P_1 = 125 \cdot 2 = 250 \text{ kg}$$

gleichmäßig belastet ist.

Das Maximalbiegemoment des äußeren Querträger-teiles c ist

$$M_1 = \frac{P_1 \cdot c}{2} = \frac{250 \cdot 200}{2} = 25000 \text{ cmkg.} \quad (4)$$

Der innere Teil $b = 3 \text{ m}$ ist als eingespannter Träger zu behandeln, der über seine ganze Länge gleichmäßig mit der Last

$$P_2 = 125 \cdot 3 = 375 \text{ kg}$$

belastet ist und außerdem von dem äußeren Teil auf Biegung beansprucht wird. Sein Biegemoment M_2 erreicht in unserem Beispiel an keiner Stelle den Wert von M_1 und braucht deshalb hier nicht weiter untersucht zu werden.

Der gefährliche Querschnitt des Trägers ist also an der Stelle des Trägers, wo das Kabel festgemacht ist. Man erkennt leicht, daß es von außerordentlicher Wichtigkeit ist, diesen Befestigungspunkt der Kabel mit dem Träger äußerst solide zu gestalten und ihn durch keine Löcher unnötig zu schwächen. Die horizontalen Löcher zur Anbringung der Schellen für die Kabelbefestigung, die nicht zu umgehen sind, dürfen nur in der neutralen Linie des Trägers, also in der Nähe der horizontalen Mittellinie gebohrt werden. Unter keinen Umständen darf der Träger in der Nähe der unteren Kante durch horizontale Löcher geschwächt werden; auch sind senkrechte Löcher durch den Träger unbedingt zu vermeiden.

Es ist sofort einleuchtend, daß der leichteste Flügelträger dann möglich wird, wenn die beiden Momente M_1 , das Maximalbiegemoment des inneren Teils b und M_2 gleich sind. Diese Bedingung trifft dann zu, wenn der Angriffs- oder Befestigungspunkt der Kabel weiter nach außen gerückt wird, so daß b größer und c kleiner wird. Dies bringt dann aber wieder einige Nachteile mit sich; erstens wird dadurch der Winkel α , unter dem das Kabel angreift, kleiner und zweitens wird auch das Kabel entsprechend länger, was insofern gerne vermieden wird, als dadurch auch die schädlichen und das Material ermüdenden Schwingungen der Kabel stärker werden.

Von weiterer großer Wichtigkeit ist nun die Feststellung des Zuges in kg in dem unter dem Winkel $\alpha = 30^\circ$ geeigneten Kabel, an dem der Hauptquerträger aufgehängt ist. Bezeichnet man die Zugbeanspruchung des Kabels mit Z , die gesamte im Befestigungspunkt angreifende senkrechte Kraft mit P , so ist, wie aus Fig. (4) ersichtlich ist,

$$Z = \frac{P}{\sin \alpha} \quad (5)$$

Die senkrechte Kraft P mag, da das Einspannmoment des Trägers am Rumpfe wegen der anfänglichen Kabelspannung doch nur sehr unsicher bestimmt werden kann, einfach nach dem Hebelgesetz berechnet werden; es ist somit

$$P \cdot 3 \text{ m} = 624 \text{ kg} \cdot 2,5 \text{ m,}$$

also

$$Z = \frac{P}{\sin 30^\circ} = \frac{624 \cdot 2,5}{0,5 \cdot 3} = 1040 \text{ kg.}$$

Aus Gleichung (3) ist noch folgendes zu lesen: Je kleiner der Winkel α wird, desto kleiner wird auch der \sin des Winkels α , um so größer also die Spannung Z im Kabel. Z ist also umgekehrt proportional dem \sin des Winkels α . Man muß demnach streben, den Winkel α zwischen Kabel und Flügelträger möglichst groß zu bekommen.

Zu dem eben gefundenen Zug in dem Kabel muß in der Praxis noch der infolge der Anziehung des Spannschlusses entstehende Zug addiert werden. Je mehr natürlich das Spannschloß angezogen wird, desto größer wird der Zug im Kabel. Ein richtiges Anziehen der Spannschlösser kann nur durch praktische Erfahrungen erreicht werden; es muß dabei der goldene Mittelweg gefunden werden, was schließlich eine Gefühlssache ist; ebenso wenig als das Kabel zu locker gespannt werden darf, ebenso wenig darf es auch zu stark gespannt sein. Werden die Spannschlösser zu stark angespannt, dann haben wir den oben erwähnten Nachteil; sind sie zu locker, dann liegt der Flügel nicht fest in der Luft; bei momentanen Böen, wo der Flügel abwechselnd ganz plötzlich auch Oberdruck bekommt, kann in diesem Falle der Flügel ganz unangenehm und sehr gefährliche Stöße und Vibrationen erleiden, welche das Material rasch ermüden und Anlaß zu Brüchen abgeben.

Um nun noch den für die errechneten Beanspruchungen notwendigen Querschnitt des Flügelträgers zu bestimmen, braucht man nur die bekannten Zahlengrößen in die folgende Grundgleichung der Festigkeitslehre einzusetzen. Diese Gleichung lautet:

$$\sigma = \frac{M}{J} \cdot y \quad (6)$$

woraus

$$M = \frac{\sigma \cdot J}{y},$$

wo

M das Maximal-Biegemoment;

J das Trägheitsmoment des Querschnittes, bezogen auf die Mittellinie (symmetrischer Querschnitt vorausgesetzt);

σ die zulässige Spannung einer Faser in kg qcm;

y der Abstand der äußersten Faser vom Schwerpunkt bei unsymmetrischem Querschnitt. Bei symmetrischem Querschnitt gleich der halben Höhe des Trägerquerschnitts.

Aus Gleichung (4) ist für M 25000 cm kg gefunden, die ganze Höhe des Trägers wollen wir zu 120 mm annehmen, y ist somit 60 mm; $\sigma = 200 \text{ kg qcm}$.

Nach Umformung der obigen Gleichung (6) erhält man für

$$J = \frac{M \cdot y}{\sigma} = \frac{25000 \cdot 6}{200} = 750 \text{ cm}^4.$$

Nun ist das Trägheitsmoment eines Balkens mit rechteckigem Querschnitt

$$J = \frac{b h^3}{12} \quad (7)$$

wo b die Breite des Trägers in cm, h die Höhe desselben in cm bedeutet. In Gleichung (7) sind uns nun J und h bekannt, somit erhält man b aus:

$$b = \frac{12 \cdot J}{h^3} = \frac{12 \cdot 750}{1728} = 5,2 \text{ cm.}$$

Der Querträger kann somit rd. 50—55 mm breit gemacht werden. Da für derartig heikle Teile, wie die Flügelträger nur allerbestes, vollständig astfreies Eschenholz verwendet wird, ist 200 kg für die zulässige Spannung nicht zu hoch genommen, die Bruchfestigkeit für derartiges Eschenholz ist rd. 800 kg qcm, so daß bei der eben ausgeführten Querschnittsberechnung noch eine vierfache Sicherheit gewährleistet ist.

Soll der Flügelträger keinen rechteckigen, sondern irgend einen anderen Querschnitt erhalten, so ist der Gang der Rechnung ganz derselbe.

Der zweite hintere Querträger kann nun auf ganz dieselbe Weise berechnet werden. Da wir angenommen haben, der vordere Träger habe 70% der ganzen Belastung zu tragen, so kommen demnach auf den hinteren Träger noch 30%. Die Maximalbeanspruchung eines Flügels war 891 kg. Es ist somit die Maximalbeanspruchung des hinteren Querträgers

$$891 \cdot 0,3 = 267,3 \text{ kg.}$$

Die Länge des Trägers ist ebenfalls wieder 5 m, so daß auf den äußeren Teil

$$\frac{267,3 \cdot 2,0}{5} = 107,3 \text{ kg}$$

fallen und somit das Maximal-Biegemoment für den hinteren Querträger

$$M' = \frac{107,3 \cdot 200}{2} = 10730 \text{ cm kg wird.}$$

Wird die Höhe des hinteren Querträgers zu 90 mm angenommen, so erhält man die Breite desselben wieder wie folgt. Es ist das Trägheitsmoment

$$J = \frac{M \cdot y}{\sigma}$$

wo $M = 10730 \text{ cm kg}$, $y = 4,5$, $\sigma = 200 \text{ kg qcm}$ beträgt.
Somit

$$J = \frac{10730 \cdot 4,5}{200} = 240 \text{ cm}^4.$$

Ferner ist für einen rechteckigen Querschnitt

$$J = \frac{b h^3}{12}$$

rauswo

$$b = \frac{12 \cdot J}{h^3} = \frac{12 \cdot 240}{9^3} = 3,94 \text{ cm.}$$

Die Breite des hinteren Flügelträgers muß demnach bei einer angenommenen Höhe von 90 mm zu rd. 40 mm genommen werden.

Die Längsrippen der Flügel und ihre Belastung kann auch auf die einfachste Art angegeben werden. Der vordere Teil der Rippe, welcher über den vorderen Querträger hinausgeht, ist meist ziemlich kurz und es tritt hier kein großes Biegemoment auf. Die Hauptlast hat der Teil zwischen den beiden Querträgern zu tragen. Die Rippen werden zumeist aus zwei flachen Leisten (Fig. 5) mit Zwischen-

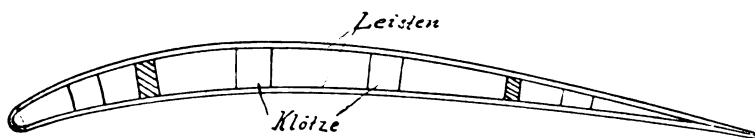


Fig. 5.

klötzen hergestellt. Das Trägheitsmoment des Querschnitts der Rippe ist

$$J = \frac{b}{12} (H^3 - h^3) \dots \dots \dots (8)$$

Nimmt man die Entfernung der beiden Träger zu 1,20 m an, den Abstand zweier Rippen zu 0,30 m, so ist diese rechteckige Fläche

$$0,30 \times 1,20 = 0,36 \text{ qm.}$$

Als maximale Belastung pro qm fanden wir 90 kg. Eine Längsrippe wird somit zwischen den beiden Querträgern mit

$$0,360 \times 90 = 32,4 \text{ kg}$$

maximal beansprucht.

Die Maximalbeanspruchung der Rippe pro lfd. cm ist demnach

$$\frac{32,4}{120} = 0,270 \text{ kg.}$$

Infolge der bereits bestimmten Höhe der Querträger ist auch der Abstand h der Leisten (Gleichung 8) festgelegt. Sind die beiden Flügelquerträger gleich hoch, was, wie schon angedeutet, der Fall ist, wenn der Druckmittelpunkt des Flügels

in der Mitte zwischen den beiden Querträgern liegt, dann ist der Abstand der Leisten der Längsrippe konstant zwischen den beiden Querträgern.

Sind aber die Höhen der beiden Flügelquerträger verschieden, dann wird die Rippe von dem vorderen Querträger nach dem hinteren Querträger spitz zulaufen und in die Berechnung ist dann die mittlere Höhe H einzusetzen, wie sie in der Mitte zwischen den beiden Trägern sein wird.

Es kann nun noch die Breite b der Leiste (s. Gleichung 8) angenommen werden und es bestimmt sich dann die Dicke $\frac{H+h}{2}$ der Leiste aus den beiden Gleichungen

$$I = \frac{b}{12} (H^3 - h^3)$$

und

$$M = \frac{\sigma \cdot J}{y}$$

Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique (26. Oktober bis 10. November 1912).

Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner.

A. Allgemeines.

Schon bei einem flüchtigen Rundgange durch die Ausstellung im Grand Palais kann man erkennen, daß der Vorgang, durch den sich die ursprünglich allen Gebieten der Luftschiffahrt gewidmete Ausstellung allmählich in eine reine Flugzeugausstellung umwandelt, auch in diesem Jahre weiter fortgeschritten ist — so weit, daß ein noch weiterer Fortschritt kaum mehr möglich ist. Während im Vorjahre die Motorluftschiffahrt wenigstens noch durch einen kompletten Lenkballon, sowie einige Gondelausschnitte vertreten war, erinnert diesmal nur das Modell eines Lenkballons auf dem Stande der »Zodiac«-Gesellschaft daran, daß es neben der so rasch vorgeschrittenen Flugtechnik auch noch andere bedeutungsvolle Gebiete der Luftfahrt gibt. Gerade in diesem Jahre hat sich ja auf dem Gebiete des Lenkballons ein sehr erheblicher Fortschritt gezeigt, während die bisher so rasche Entwicklung der Flugtechnik wohl etwas langsamer vor sich gegangen ist als in den letzten Jahren. Es ist deshalb sehr zu bedauern, daß man auf den Luftschiffahrt-Ausstellungen — denn anderswo ist es ebenso wie in Paris — fast gar nichts mehr von Lenkballonen sieht, und wenn man auch die Gründe dafür wohl begreift, so muß man doch wünschen, daß auch die Konstrukteure von lenkbaren und nicht lenkbaren Ballonen in Zukunft den großen Ausstellungen ihr Interesse in höherem Grade als bisher entgegenbringen mögen.

Im vorigen Jahre hatte es durch die Teilnahme mehrerer deutscher und englischer Flugzeuge den Anschein, als ob die alljährlichen Pariser Ausstellungen einen mehr internationalen Charakter annehmen würden. Diese Erwartung ist diesmal aber durchaus nicht eingetroffen: nur England ist mit zwei Flugzeugen vertreten — von denen noch dazu das der englischen Bréguet Company Ltd. kaum als ein wirklich englisches bezeichnet werden kann — Deutschland und die anderen Länder fehlen vollständig. Der hauptsächlichste Grund hierfür war bekanntlich die Bestimmung der Ausstellungsleitung, daß diesmal die besten Plätze nur französischen Firmen zugewiesen werden sollten; die einzige deutsche Firma, die trotzdem gemeldet hatte, zog ihre Anmeldung auch zurück, als ihr bei der Verlosung der Plätze ein sehr ungünstiger Stand auf der Galerie zugewiesen wurde.

Wenn somit auch die Ausstellung — diesmal noch mehr als im Vorjahre — in doppelter Hinsicht beschränkt ist, so läßt sich doch nicht leugnen, daß sie — vielleicht gerade infolge dieser Beschränkung — einen imponierenden Überblick über die so hochentwickelte französische Flugzeugindustrie gewährt. Sie war deshalb auch wieder von Franzosen und Ausländern sehr zahlreich besucht; was die deutschen Gäste betrifft, so schien es allerdings, als ob ihre Zahl gegenüber dem Vorjahre etwas abgenommen hätte.

Das charakteristischste Kennzeichen der Ausstellung, das auch dem flüchtigen Besucher sogleich auffallen mußte, war die starke Beteiligung von Seiten des Militärs. Die um den

ganzen Riesenaal führenden Galerien im ersten Stockwerk waren ausschließlich dem Kriegsministerium gewidmet, das hier 25 Flugzeuge, die von 14 verschiedenen Firmen erbaut waren, zur Ausstellung brachte. Es waren vorhanden: je drei Eindecker von Blériot (2 einplätzig mit 50 PS-Gnôme, 1 zweiplätzig mit 70 PS-Gnôme), von Deperdussin (2 einplätzig mit 50 PS-Gnôme, 1 zweiplätzig mit 70 PS-Gnôme) und von Nieuport (2 einplätzig mit 50 PS-Gnôme, 1 dreiplätzig mit 100 PS-Gnôme), je zwei Eindecker von Borel (1 einplätzig



Fig. 1. Militär-Werkstattwagen von Crochat & Collardeau.

mit 50 PS-Gnôme, 1 zweiplätzig mit 70 PS-Gnôme) und von Morane-Saulnier (einsitzig mit 50 PS-Gnôme) und je ein Eindecker von Hanriot (einplätzig mit 50 PS-Gnôme), REP. (zweiplätzig mit 80 PS-Gnôme) und Sommer (einsitzig mit 50 PS-Gnôme); ferner je zwei Zweidecker von Bréguet (beide dreiplätzig, einer mit Gnôme 100 PS, der andere mit Salmson 100 PS), Henry Farman (zweiplätzig mit 80 PS-Gnôme) und Maurice Farman (zweiplätzig mit 70 PS-Renault) und je ein Zweidecker von Caudron (zweiplätzig mit Gnôme 70 PS), Savary (zweiplätzig mit Labor 70 PS) und Voisin (zweiplätzig mit Renault 70 PS). Im ganzen sind also aufgestellt: 16 Eindecker und 9 Zweidecker; 11 einplätzig, 11 zweiplätzig und 3 dreiplätzig Apparate; von den 25 Flugzeugen sind nicht weniger als 23 mit luftgekühlten Motoren ausgestattet (20 Gnôme, 3 Renault). Schon aus dieser Übersicht erkennt man die außerordentliche Verbreitung der luftgekühlten Motoren und vor allem des Gnôme-Motors in Frankreich, die in schroffem Gegensatz zu ihrer geringen Beliebtheit in Deutschland steht.

Von den aufgestellten Militärflugzeugen wurden die meisten aus der großen französischen Nationalsammlung angeschafft oder von einzelnen Städten und Vereinigungen gewidmet. Die große Sammlung, die jetzt bereits über vier Millionen eingebracht hat, gestattete neben der Anlage einer großen Anzahl von Landungsplätzen und der Gratisausbildung von vorläufig 32 Flugschülern die Beschaffung von 62 Flugzeugen außer den normalen Bestellungen, die auf die einzelnen Firmen im Verhältnis ihrer gewöhnlichen Militärlieferungen aufgeteilt wurden. Hoffentlich wird es durch die deutsche National-Flugspende möglich sein, auch unsere Flugzeugindustrie ebenso zu unterstützen und zugleich den großen Vorsprung des französischen Militär-Flugwesens gegenüber dem deutschen zu verringern!

Nicht so imponierend, aber vielleicht noch interessanter sind die im Erdgeschoß aufgestellten Flugzeugtrains. Aus ihnen erkennt man noch besser als aus der großen Zahl der ausgestellten Maschinen, daß die französische Heeresverwaltung das Flugzeug nicht mehr als Versuchsobjekt ansieht, sondern es als reguläre Kriegswaffe in den Verband der Armee aufgenommen und demgemäß mit allem ausgerüstet hat, was für die Verwendung im Felde erforderlich sein kann. Der ausgestellte Flugtrain besteht aus dem Automobil des Führers und sechs weiteren Kraftfahrzeugen zur Beförderung der Mannschaften und des notwendigsten Materials mit je einem zweirädrigen Anhängerwagen. Die letzteren sind durch ein

mit Leinwand bespanntes Holzgerüst ganz geschlossen und können Flugzeuge ohne Flügel oder in besonderen Verschlüssen drei Paar Ersatzflügel aufnehmen.

Besonders interessant sind die von der Firma Crochat & Collardeau gebauten Werkstattwagen (Fig. 1). Sie enthalten im Innern des Wagens eine kleine Benzindynamo von ca. 24 PS, deren Strom sowohl zur elektrischen Beleuchtung (bis 20 m lange Kabel mit Handlampen zu Arbeiten an den neben dem Wagen stehenden Flugzeugen) und zum Antrieb der Werkzeugmaschinen dient, wie zur Fortbewegung des Wagens durch einen Elektromotor mit Differentialgetriebe. Die Grundfläche des Wagens beträgt 4×2 m, kann aber durch Herunterklappen der Seitenwände bedeutend vergrößert werden, so daß ein genügend großer Werkstattraum zur Verfügung steht. In diesem Raum sind untergebracht:

- Eine Universal-Drehbank von 880 mm Spitzenlänge,
- eine Bandsäge, die so angeordnet ist, daß auf ihr beliebig lange Hölzer geschnitten werden können,
- eine kleine Abrichtmaschine,
- zwei elektrische Handbohrmaschinen,
- eine Tischler-Hobelbank mit Schraubstock,
- eine Schlosser-Feilbank mit Parallel-Schraubstock und Bohrmaschine für Löcher bis 15 mm,
- eine Schleifscheibe zum Schärfen der Werkzeuge,

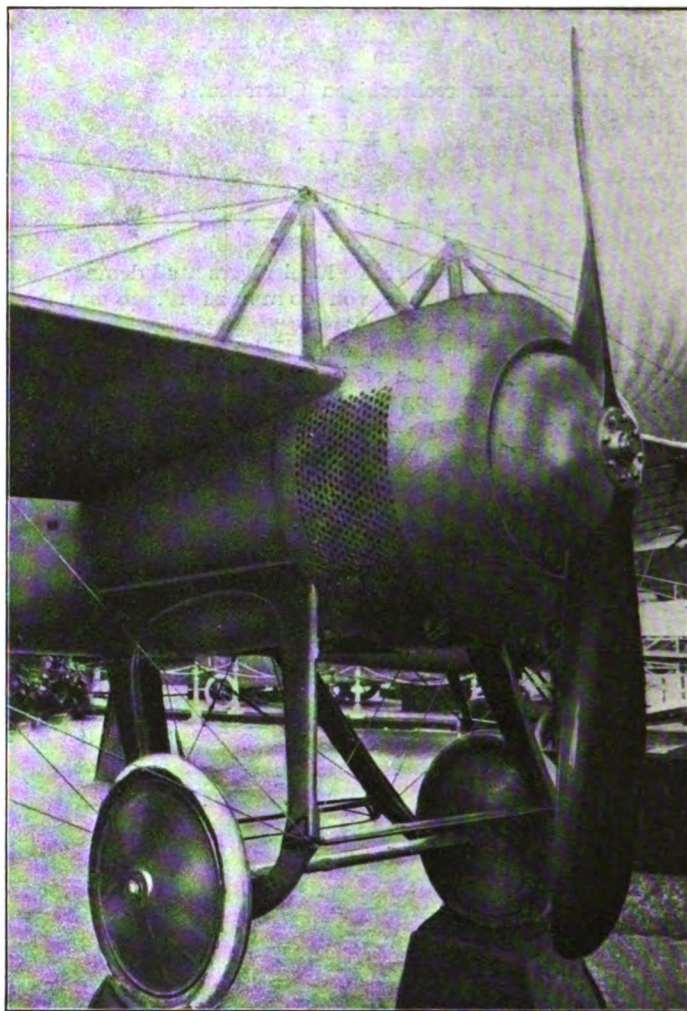


Fig. 2. Vorderteil des »Monocoque« von Deperdussin.

ferner an transportablen Einrichtungen:

- eine tragbare Feldschmiede mit Gebläse und Ambos und drei transportable Schraubstöcke, außerdem verschiedene Werkzeugkästen.

Dazu kommen natürlich noch die notwendigen kleinen Vorräte an Materialien, die für Reparaturen erforderlich sind.

Diese Werkstattwagen dürften für die Verwendung der Flugzeuge im Kriege sehr große Bedeutung erlangen. Wenn es auch richtig ist, daß eine kleine Tischler- und Schlosser-

werkstatt fast in jedem Dorfe zu finden ist, so weiß doch jeder praktische Flieger aus Erfahrung, wie schwer es ist, ein selbst nur ganz wenig beschädigtes Flugzeug wenige hundert Meter, geschweige denn bis zum nächsten Dorfe zu transportieren. Durch den Werkstattwagen, der bis an das beschädigte Flugzeug heranfahren kann, wird es oft möglich sein, in wenigen Stunden Reparaturen auszuführen, die sonst tagelang gedauert und viel Personal (zum Transport) erfordert hätten, ja vielleicht auch Flugzeuge wieder brauchbar zu machen, die sonst hätten aufgegeben werden müssen.

Auch an den nicht von der Heeresverwaltung ausgestellten Flugzeugen erkennt man die überragende Bedeutung der Militäraviatik an der großen Zahl der gepanzerten und bewaffneten Flugzeuge. Die Forderung eines Panzerschutzes für die wichtigsten Teile des Flugzeugs — Führer- und Passagiersitz, Benzintank, Motor — hat das Aufkommen der torpedoartigen Boote mit rundem oder ovalem Querschnitt, in der Art des »Monocoque« von Deperdussin (Fig. 2), sehr begünstigt, da sich gerade bei dieser Bauart der Panzerschutz besonders leicht anbringen läßt. Die gepanzerten Torpedorümpfe finden sich ziemlich zahlreich in der Ausstellung; die Panzerung bedeckt meist ein ca. $1\frac{1}{2}$ m langes Stück des Rumpfes an den Seiten und unten und besteht aus 1 bis 2 mm dicken Platten aus Nickel- oder Chromnickelstahl. Sie soll — was auch keineswegs unmöglich scheint — die oben erwähnten wichtigsten Teile des Flugzeuges schon bei einer Flughöhe von ca. 300 m gegen feindliches Infanteriefeuer vollkommen schützen. Das Gewicht der Panzerung (ca. 20 bis 40 kg) ist zwar durchaus nicht unbedeutend, aber da die Mitnahme eines solchen Ge-



Fig. 3. Vorderteil des Panzer-Eindeckers von Borel.

wichts heute auch bei kleinen Flugzeugen leicht möglich ist, so dürfte sich ein derartiger leichter Panzerschutz für Kriegsflyer vielleicht allgemein einführen.

Neben dem Panzerschutz sieht man auf der Ausstellung auch vielfach die Bewaffnung der Flugzeuge durch kleine Maschinengewehre (meist System Hotchkiss). Die zweckentsprechende Anbringung derselben ist indes bei vielen Flugzeugen nicht leicht, da man unbedingt einen freien Ausschuss nach vorn und seitwärts und möglichst große Elevationswinkel

nach oben und unten verlangen muß, wenn die Waffe wirklich nützliche Dienste leisten soll. In dieser Hinsicht sind daher die Zweidecker ohne vorderes Höhensteuer und mit hinter den Tragflächen liegender Schraube besonders vorteilhaft. Aus Fig. 4, die einen Farman-Doppeldecker mit Maschinengewehr zeigt, erkennt man deutlich die großen Vorzüge dieser Bauart. Daß man indes auch bei anders gebauten Flugzeugen auf die Bewaffnung nicht ganz verzichten will, zeigt der Militär-

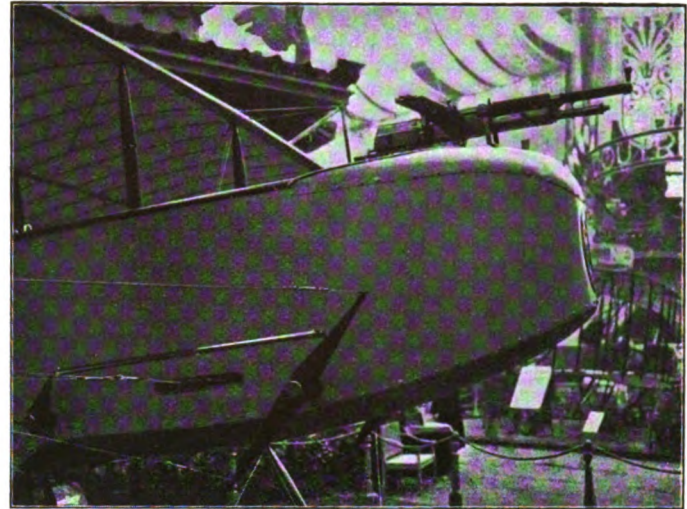


Fig. 4. Gepanzter Wasser-Zweidecker von H. Farman mit Maschinengewehr.

Eindecker von Blériot, bei dem vor dem Sitz des Beobachters — der hinter dem des Führers liegt — ein Maschinengewehr aufmontiert ist. Da das Flugzeug mit abmontierten Flügeln aufgestellt war, so konnte man nicht genau erkennen, in welchem Ausmaße ein freier Ausschuss möglich ist, aber sehr groß dürfte das Schußfeld nicht sein.

Abgesehen von der Anpassung an die militärische Verwendung erkennt man auch in diesem Jahre wieder das Streben der Konstrukteure nach möglichster Vereinfachung und Verringerung des Luftwiderstandes. Dem letzteren Ziele dienen vor allem die eben erwähnten torpedoartigen Bootsformen, die man an vielen Flugzeugen mit und ohne Panzerschutz sieht. Die Oberfläche dieser Boote besteht bisweilen aus Metallblech oder Holzurnier, meistens aber ist der weit leichtere und bei sorgfältiger Herstellung ebenso glatte, mit Emailit imprägnierte Leinwandstoff verwendet. Auch die Einkapselung der Motoren scheint noch weiter vorgeschritten als im Vorjahre, die Eindecker mit ganz freiliegendem Gnome-Motor sind fast vollständig verschwunden, überall sind diese Motoren unter mehr oder weniger geschlossenen Hauben aus Blech untergebracht, deren Herstellung schon zu einer Spezialindustrie geworden ist.

Was die Flügelformen betrifft, so findet man ungefähr gleich verbreitet die einfach gekrümmten Formen mit schwacher Wölbung und relativ geringer Stärke in der Art von Farman und Blériot und die dem Nieuport-Eindecker nachgebildeten Profile mit aufwärtsgezogener Vorderkante, doppelter Krümmung und sehr bedeutender Dicke. Von einem Siege der einen oder anderen Form kann nicht gesprochen werden, und man kann wohl annehmen, daß sie ziemlich gleichwertig sind. Aufgebogene Flügelenden, Verringerung des Anstellwinkels gegen die Flügelenden, stark V-förmige Stellung, Pfeilform und alle die ähnlichen Hilfsmittel, die in Deutschland und Österreich zur Verbesserung der Seitenstabilität so viel verwendet werden, sucht man auf der Ausstellung ganz vergebens — sie haben bisher in Frankreich keine Anwendung in nennenswertem Maße gefunden. Auch die Staffellung der Tragflächen beim Zweidecker scheint weniger beliebt zu sein als im Vorjahre, Henry und Maurice Farman haben beide ungestaffelte Zweidecker ausgestellt, nur Goupy und Zodiac (von denen die letztere Firma übrigens denselben Apparat wie im Vorjahre ausstellt, nachdem er inzwischen über 20 000 km durchflogen hat) führen Zweidecker mit gestaffelten Tragflächen vor.

Was die Bespannung der Flügel betrifft, so hat das Jahr 1912 vollendet, was im Vorjahre begonnen wurde: der Kautschukstoff ist vollständig verschwunden und findet in Frankreich wohl überhaupt keine Anwendung mehr. An seiner Statt wird allgemein der mit Azetylzellulose imprägnierte Stoff benutzt, der in bezug auf Wetterbeständigkeit, Festigkeit, straffe Spannung und glatte Oberfläche dem Kautschukstoff weit überlegen ist. Bespannung mit Aluminiumblech zeigt wie im Vorjahre ein Flugzeug, der ganz aus Metall gebaute »Tubavion«.

In bezug auf solide und saubere Konstruktion sind auch diesmal wieder Fortschritte zu konstatieren; auf einige Einzelheiten dieser Art soll noch zurückgekommen werden. Die Anwendung des Stahls hat wieder einige Fortschritte gemacht, besonders im Fahrgestellbau, ohne aber das Holz bisher stark zu verdrängen. Große Sorgfalt wird den Flügelverspan-

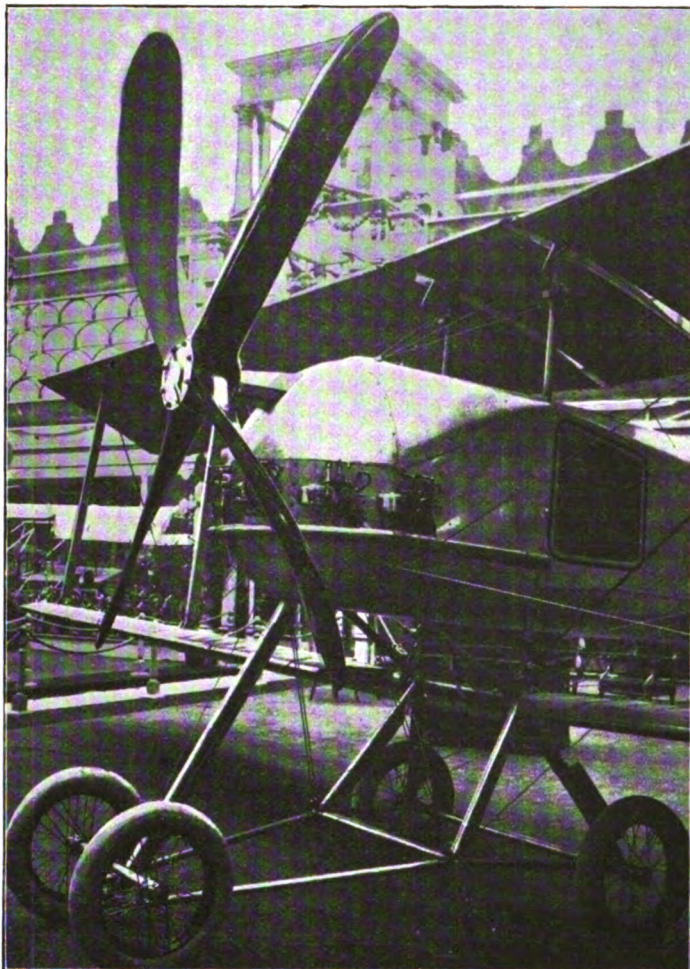


Fig. 5. Fahrgestell des Bréguet-Zweideckers.

nungen und den dazu gehörigen Schellen, Ösen und Spannern entgegengebracht. Neben dem Drahtseil findet sich gelegentlich auch wieder das Stahlband (»Marseillaise« von Bréguet-Tellier), aber der Sicherheit wegen stets zwei aufeinanderliegende Bänder. Auch bei den Kabelverspannungen wird für größtmögliche Sicherheit Sorge getragen; es war dem Berichterstatter besonders angenehm, zu sehen, daß der von ihm mehrfach und schon vor langer Zeit ausgesprochene Grundsatz: »Die Zahl der Flügelverspannungen muß so groß sein, daß beim Reißen irgendeiner die anderen die Flügel noch mit Sicherheit zu halten vermögen«, endlich ziemlich allgemein durchgedrungen zu sein scheint. Ein Flugzeug mit nur einer Verspannung pro Flügelholm war auf der Ausstellung nicht zu sehen, auch Nieuport hatte für seinen neuen ganz kleinen Eindecker zwei Seile pro Holm verwendet. Bei Borel waren beide Seile nebeneinander gelegt, was ebenso gute Sicherheit gegen Bruch gewähren würde, wenn sie nicht an einer und derselben Schelle befestigt wären; so ist der Flügel wohl gegen

Seilbruch gesichert, aber nicht gegen Bruch oder Ausreißen der Schelle! Die verwendeten Seile sind zum Teil einfach gewundene Drahtseile, zum Teil Litzenseile in Kreuzschlag. Bemerkenswert ist, daß Nieuport, der einfach gewundene Seile benutzt, die Enden durch Spleißung herstellt, während man bisher vielfach der Meinung war, diese Methode sei nur bei Litzenseilen ausführbar. Die Spleißungen sehen recht sauber aus, aber zu ihrer Herstellung dürften wohl ganz be-

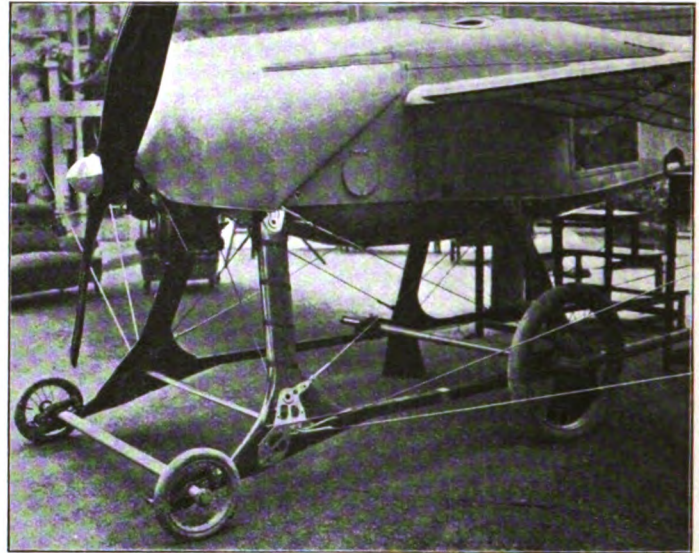


Fig. 6. Fahrgestell des Bristol-Eindeckers.

sonders geschulte Arbeiter erforderlich sein. Jedenfalls wäre es ein nicht unbedeutender Vorteil, wenn es gelingen würde, einfach gewundene Drahtseile einwandfrei zu spleißen, denn in bezug auf die Tragkraft sind solche Seile den Litzenseilen nicht unwesentlich überlegen. Neben der Spleißung werden auch Kabelklemmen viel verwendet, sowie Lötung in Verbindung mit Spleißung oder Klemmen. Einige Einzelkonstruktionen werden noch weiter unten besprochen werden.

Das Streben nach möglicher Einfachheit zeigt sich am auffallendsten im Bau der Fahrgestelle. Die meisten Fahrgestelle besitzen nur zwei Räder — entweder auf gemeinsamer, durch Gummiringe abgefederter Achse, oder auf einzelnen Achsstummeln wie bei REP. —, während die Kufen immer seltener werden. Man erkennt immer mehr, daß lang vor-

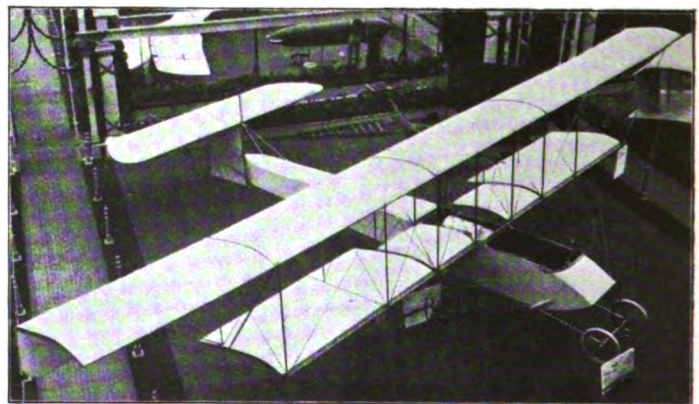


Fig. 7. Zweidecker von Sanchez-Besa.

stehende ungefederte Kufen vielfach die Gefahr des Überschlagens eher vergrößern als verkleinern. Als Ersatz für die Kufen findet man mehrfach ein vorderes Räderpaar, so bei den Flugzeugen von Bréguet (Fig. 5), Bristol (Fig. 6), Sanchez-Besa (Fig. 7). Zu erwähnen wäre noch, daß in diesem Jahre alle Fahrgestelle gefedert sind, während im Vorjahre bekanntlich einige Konstrukteure im Streben nach möglicher Einfachheit so weit gingen, die Federung vollständig fortzulassen.

Sehr zahlreich sind natürlich die Wasserflugzeuge vertreten, von denen sich etwa 15 auf der Ausstellung finden. Von Schwimmern finden sich am häufigsten die paarweise angeordneten langen Schwimmer in der Art von Tellier, wie sie z. B. die Brüder Farman verwenden, während die kurzen Schwimmer von Fabre nicht mehr oft angewendet werden. Mehrfach finden sich auch Gleitboote in der Art von Donnet-Levêque, und bei vielen Firmen besteht die Absicht, zu diesem Typ, der sich so vorzüglich bewährt hat, überzugehen. Die Schwimmer bestehen meist aus einem mit Holz furnier überzogenen Holz-, seltener Metallgerüst und sind in mehrere Schotten geteilt, um ein Sinken bei Verletzungen zu vermeiden. Ein kombiniertes Fahrgestell mit Rädern und Schwimmern besitzen nur zwei Flugzeuge: dasjenige von Caudron, bei dem die Räder hinter den Schwimmern fest angebracht sind, und der Zweidecker von Donnet-Levêque, bei dem sie durch eine besondere Vorrichtung gehoben und gesenkt werden können.

Da bei den Wasserflugzeugen das Anwerfen des Propellers schwer möglich ist, so sieht man bei ihnen schon seit längerer Zeit fast allgemein besondere Andrehvorrichtungen vor. Nachdem man so beim Wasserflugzeug Gelegenheit hatte, die Vorzüge einer derartigen Einrichtung kennen zu lernen, ist es nicht zu verwundern, daß man sie jetzt auch auf den meisten Landflugzeugen wiederfindet. Im allgemeinen wird eine einfache Handkurbel zum Andrehen verwendet, die durch Vermittlung von Zahnrädern mit Übersetzung ins Langsame die Motorwelle dreht. Das Anspringen des Motors wird dabei meistens durch eine Hilfszündung, entweder durch Batterie oder durch eine kleine Handdynamo, erleichtert.

Ist so eine der notwendigsten Verbesserungen der Motoranlage endlich zu größerer Verbreitung gelangt, so steht es noch recht schlecht um eine andere ebenso wichtige Verbesserung: den Auspufftopf. Nur an einem einzigen Flugzeug findet sich derselbe, nämlich an dem Zweidecker der englischen Breguet Co. Ltd. Wenn man bedenkt, wie wichtig die Geräuschlosigkeit eines Flugzeuges gerade für militärische Zwecke ist, so muß man sich wundern, daß auf die Anbringung eines schalldämpfenden Auspufftopfes, der sich bei allen nicht umlaufenden Motoren leicht anbringen läßt und die Motorleistung nur wenig vermindert, bisher nicht mehr Gewicht gelegt wurde.

Noch eines fällt auf der Ausstellung auf, nämlich die große Zahl der motorlosen, durch Menschenkraft bewegten Flugzeuge oder, wie sie in Frankreich heißen, der «Aviettes». Wenngleich von keiner der vielen Konstruktionen eine irgendwie größere Leistung zu erwarten ist, so ist es doch nicht ausgeschlossen, daß diese kleinen leichten Maschinen eine gewisse Bedeutung für Sportzwecke erlangen, denn wenn auch nicht ausschließlich mit eigener Kraft, so könnte es doch wohl möglich sein, unter Benutzung der Bodenunebenheiten und Windströmungen, also im abwechselnden Gleit-, Segel- und Tretflug, etwas größere Flugstrecken mit einem solchen Apparat zurückzulegen. (Fortsetzung folgt.)

Die Ergebnisse des englischen Wettbewerbs für Militärflugzeuge.

Die englische Militärflugzeugprüfung, die sich auf der Salisbury-Ebene in der Zeit vom 1. bis 26. August abgespielt hat, ist für den Fachmann insofern von allergrößter Wichtigkeit, als hierbei zum erstenmal genaue Daten über Gewicht, Geschwindigkeit, Steigvermögen, Betriebsstoffverbrauch, An- und Auslaufstrecken der konkurrierenden Maschinen bekannt wurden.

Im folgenden sind die Bedingungen, die bei der Prüfung gestellt worden sind, noch einmal kurz wiederholt:

1. Die Apparate dürfen, wenn sie demontiert sind, die Maße $9,750 \times 2,75 \times 2,75$ m nicht übersteigen.
2. Sie müssen außer ihrer vollen Ausrüstung, Benzin und Öl für $4\frac{1}{2}$ Std. noch 100 kg tragen können.
3. Es ist ein dreistündiger Flug mit normaler Belastung vorgeschrieben, d. h. also mit vollständiger Instrumentenausrüstung, mit Benzin und Öl für $4\frac{1}{2}$ Std. und mit zwei Personen im Gewichte von zusammen 160 kg. Mit dieser Belastung muß eine Höhe von 1365 m (4500 Fuß) erreicht werden und während der ersten Stunde muß eine Höhe von 450 m innegehalten werden. Das Steigvermögen muß während der ersten 300 m pro Minute 60 m betragen.

4. Die Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges muß bei Windstille mindestens 55 Meilen (89 km) in der Stunde betragen.

5. Der Apparat muß aus einer Höhe von 300 m mit abgestelltem Motor im Gleitflug niedergehen und dabei eine Strecke von mindestens 1800 m durchfliegen. Die Gleitfähigkeit muß demnach 1:6 betragen.

6. Die Maschine muß von einem dichten Grasboden aufsteigen können, wobei der Start nicht länger als 100 Yards (91,400 m) sein darf.

7. Die Landung muß ohne Beschädigung der Maschine auf frisch gepflügtem Ackerboden vor sich gehen können.

8. Das Flugzeug muß auf einer 3 m breiten Straße in demontiertem Zustande transportiert werden können.

9. Das Flugzeug muß einen Beobachter mitzunehmen imstande sein, der an seiner freien Aussicht in keiner Weise behindert ist.

10. Der Führer und der Passagier müssen imstande sein, sich im Fluge gegenseitig zu verständigen.

11. Sämtliche Teile des Flugzeuges müssen leicht auswechselbar sein und müssen durch vorrätige Teile ersetzt werden können.

12. Die Konstrukteure müssen folgende offizielle Erklärungen abgeben:

- a) Die Stärke des Motors und die Leistung und Tourenzahl während eines sechsständigen Laufes auf dem Versuchsstand;
- b) das Gewicht des Motors mit allem Zubehör, wie Kühlwasser etc.;
- c) die voraussichtliche Geschwindigkeit im Fluge;
- d) der Gleitwinkel des Flugzeuges;
- e) Gewicht des kompletten Flugzeuges;
- f) Benzinverbrauch pro PS/Std.
- g) Ölverbrauch pro PS/Std.;
- h) Inhalt der Betriebsstoffbehälter.

13. Der Motor muß durch den Führer in Gang gesetzt werden können.

14. Die Geschwindigkeit des Flugzeuges soll nach Belieben geändert werden können. Das Flugzeug soll rasch demontiert werden können und zwar mit möglichst wenig Leuten.

Die Ergebnisse der einzelnen Prüfungen sind in umstehender Tabelle aufgeführt. Die Preise wurden wie folgt verteilt:

A. Internationale Preise:

Erster Preis von 80 000 Mk.: M. S. F. Cody (Engl.).

Zweiter Preis von 40 000 Mk.: Deperdussin (Franzose).

B. Wettbewerb nur für britische Untertanen und Apparate gänzlich in Großbritannien hergestellt mit Ausnahme der Motoren.

Erster Preis von 20 000 Mk. Oberst Cody.

Da kein anderer englischer Apparat außer dem Codyschen alle Bedingungen der Prüfungen erfüllte, so wurden die zweiten Preise des Wettbewerbes B nicht verteilt. Die dritten Preise von 10 000 Mk. erhielten: 1. Englisch Deperdussin, 2. Bristol-Eindecker Nr. 10, 3. Bristol-Eindecker Nr. 11.

Folgende Flugzeuge, welche sich sämtlichen Prüfungen des Wettbewerbes unterzogen haben, erhielten noch 2000 Mk.:

1. Hanriot Nr. 1.
2. Hanriot Nr. 2.
3. Zweidecker Maurice Farman Nr. 19.
4. Blériot Nr. 4.
5. Blériot Nr. 5.
6. Zweidecker Avro Nr. 6.

Die englische Kriegsflugzeugprüfung hat sehr wichtige und interessante Lehren für die Zukunft gezeitigt. Sie hat gezeigt, daß für militärische Zwecke der schnelle, mit überaus starken Motoren ausgerüstete Eindecker im allgemeinen von geringem Werte ist. Der schnelle Eindecker mit starkem Motor kann nur als Angriffswaffe benutzt werden, während der langsamere Zweidecker, der auch imstande ist, Beobachter aufzunehmen und der infolge seiner geringeren Geschwindigkeit bessere Beobachtungen gestattet, als Beobachtungsmaschine in Frage kommt und hierbei große Dienste leisten kann und für die Zukunft im Kriege sehr in Frage kommen wird.

Eine schnelle Maschine kann im Kriege in mancher Beziehung auch von sehr großem Vorteil sein, wenn z. B. eine Meldung auf eine sehr große Entfernung rasch übermittelt werden soll. Sie ist aber nicht von Vorteil, wenn der Beobachter daran gehindert ist zu sehen und zu schauen und wenn der Beobachter dem Schraubenwind so stark ausgesetzt ist, daß er nur mit Mühe und ungenau seine Aufgaben erledigen kann. Der Zweidecker von Maurice Farman wird in dieser Beziehung als der günstigste Typ bezeichnet.

Fast keine Maschine war mit Mitteln ausgerüstet, welche den Verkehr zwischen Führer und Passagier berücksichtigten. So mußten viele Maschinen landen, damit sich der Beobachter mit dem Führer verständigen konnte, denn der Lärm der Maschinen und der Propellerwind verschlangen jedes auch noch so laut gesprochene Wort.

Noch eine weitere sehr interessante Tatsache hat sich gezeigt. Das Kriegsministerium hatte bekanntlich eine

Tabelle 1.

Nr.	Name der Maschine	Motor	Wirkl. PS	Oberfläche in qm	Oberfläche der Stabilis.-Fläche	Gewichte in kg		Ge- wicht pro PS	Benzin pro Stunde	Öl pro Stunde	Stunden bestanden	Zeit für 500 m Höhe		Geschwindigkeit		Geflogen bei Windstärk.		Gleit- verhältnis	Land- prüfung auf ge- pflügten Acker	Aus- lauf m	An- lauf m	Zeit für Ab- und Auf- montieren Std. Min.	Anzahl der Personen
						Nutz- last	Ge- samt- gewicht					Min. Sek.	Max. Sek.	Max. km/Std.	Min. km/Std.	Max. m/Sek.	Min. m/Sek.						
1	Hanriot	100 PS Gnome	80	25	3,05	441	946	11,9	36,5	10,46	Ja	4 32	14	121	96,4	14	9,4	6,6	Ja	110	190	—	5
2	Hanriot	100 PS Gnome	80	25	3,05	441	946	11,9	39,4	9,5	Ja	4 55	13,9	122	107	13	11,2	5,9	Ja	109	—	—	5
3	Vickers	70 PS Viale	70	20,4	—	—	—	—	—	—	Ja	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
4	Blériot (2 Sitz)	70 PS Gnome	64	18,4	2,86	400	680	10,6	24,3	7,73	Ja	6 34	12,5	98	84	12,5	6,7	5,6	Ja	55	228	—	4
5	Blériot (Sitze nebeneinander)	70 PS Gnome	64	27,6	—	395	675	10,45	28,6	7,73	Ja	7 00	13,4	95	64,5	13,4	11,6	5,3	Ja	41,2	181	1 18	4
6	Avro	60 PS Green	60	31	1,86	590	860	14,3	18,2	2,27	Ja	15 35	12,5	99,0	79,3	12,5	6,7	6,5	Ja	43	—	—	6
7	Brequet	110 PS Canton-Unné	110	43	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
8	Coventry Ordnance	100 PS Gnome	80	32,5	—	650	1040	13	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
9	Coventry Ordnance	110 PS Gnome	110	28	—	700	975	8,85	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
10	Bristol (Zweidecker)	100 PS Gnome	80	36	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
11	Bristol (Eindecker)	80 PS Gnome	75	19,5	2,6	518	833	11,1	36,5	7,73	Ja	8 13	13,9	112,8	110	13,9	6,7	6,5	Ja	59,5	—	—	4
12	Bristol (Eindecker)	80 PS Gnome	75	19,5	2,6	518	833	11,1	—	—	Ja	8 38	19,8	117	93,5	19,8	7,6	6,5	—	—	—	—	—
13	Flanders Doppeldecker	100 PS A. B. C.	94	37	—	712	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
14	Martin-Handasyde	75 PS Chenue	95	28,8	—	750	1000	10,5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
15	Piggot	35 PS Anzani	35	9,6	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
16	Mersey	45 PS Isaacson	32	20,4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
17	Engl. Deperdussin	100 PS Anzani	90	25	5	560	930	10,25	44,6	8,2	Ja	7 48	110	88	—	—	—	—	Ja	—	183	1 54	4
18	Engl. Deperdussin	100 PS Anzani	90	25	12	606	886	12	31,8	3,32	Ja	7 56	89	60	13	6,3	6,8	6,1	Ja	58,7	128	3 06	4
19	Maurice Farman	70 PS Renault	74	65	5	540	850	10,6	38,3	5,90	Ja	4 56	111	95	13	5,8	5,4	100	Ja	67	121	1 43	4
20	Französ. Deperdussin	100 PS Gnome	64	23,8	—	405	730	11,4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
21	Handley Page	70 PS Gnome	64	22,3	—	885	1215	11	41	1,92	Ja	5 45	116	78	—	—	—	95	Ja	53	293	—	6
22	Cody Doppeldecker	120 PS Austro-Daimler	110	45	6 (Höhensteuer)	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
23	B. E. 2	70 PS Renault	84	34,4	—	490	736	8,75	—	—	—	4 38	113	—	—	—	—	6,25	Ja	—	—	—	—

Doppelsteuerung der Flugzeuge gefordert. Es hat sich nun gezeigt, daß diese Doppelsteuerung völlig unpraktisch, ja sogar gefährlich ist, erstens einmal, weil eine rasche und rechtzeitige Verständigung, die gleichzeitig beim Wechsel des Führers erfolgen muß, fast unmöglich ist, und weil der Passagier durch die Doppelsteuerung imstande ist, einen rasch gefaßten Ent-

Tabelle 2. Benzin- und Ölverbrauch der Motoren.

Motore	Benzin			Öl		
	Liter pro Stunde	Liter pro Stunde	Liter pro Stunde im Durchschnitt	Liter pro Stunde	Liter pro Stunde	Liter pro Stunde im Durchschnitt
	Min.	Max.		Min.	Max.	
100 PS Gnome.	36,4	44,5	39,5	5,9	11	8,6
80 PS Gnome.	31,8	36,4	34	6,8	7,7	7,3
70 PS Gnome.	24,6	28,6	26,8	7,7	7,7	7,7
120 PS Austro-Daimler	—	—	41	—	—	1,9
70 PS Renault	—	—	31,8	—	—	3,3
60 PS Green	—	—	18,2	—	—	2,3

Tabelle 3. Betriebsstoff-Kosten (in Pfennigen).

	B	O	B + O	V	B + O V
Hanriot (1)	10	8,7	18,7	121	15,4
Hanriot (2)	14	8	22	122	15,4
Blériot (4)	8,4	8	16,4	98	16,7
Blériot (5)	10,2	8	18,2	95	19,2
Avro	6,4	2,4	8,8	100	8,8
Bristol (11)	14	7	21	112,8	18,6
Bristol (12)	9,2	5,9	15,1	117	12,9
Engl. Deperdussin (18)	13,7	7,5	21,2	110	19,3
M. Farman	12,6	3,8	16,4	89	18,4
Franz. Deperdussin (20)	11,6	5,5	17,1	111	15,4
Cody	11,9	1,7	13,6	116	11,7

In dieser Tabelle bedeutet:

B = Benzinkosten in Pfennigen pro Kilometer bei einem Benzinpreis von 34 Pf. pro Liter.

O = Ölkosten in Pfennigen pro Kilometer bei einem Ölpreis von 100 Pfg. pro Liter.

V = Maximal-Geschwindigkeit (km/Std.).

B + O
V = Kosten in bezug auf die Geschwindigkeit.

schluß des Führers in der Steuerung seiner Maschine durch irgendeine Gegenmanipulation in der Ausführung zu hindern.

Was die Motoren anbelangt, ist es sehr bezeichnend, daß 50% von sämtlichen Maschinen mit französischen Gnome-Motoren ausgerüstet waren. Von den 23 beteiligten Maschinen waren nur vier mit englischen Motoren ausgerüstet und von diesen hatte nur eine, die Avro-Maschine, einen Erfolg zu verzeichnen.

Patentschau.

Von Ansbart Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. H. 57 007. Schraubenflieger. Jakob Christian Hansen-Ellehammer und Niels Waltersen Aasen, Kopenhagen; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, Dipl.-Ing. C. Weihe, Dr. H. Weil, Frankfurt a. M. 1 und W. Dame, Berlin SW. 68. A. 1. 3. 12. E. 17. 12. 12.

77h. K. 40 651. Fahrgestell mit freihängender, seitwärts und aufwärts verschiebbarer Achse. Julius Kohlscheen, Kiel. Holtenauerstr. 198. A. 29. 12. 10. E. 17. 12. 12.

77h. R. 33 145. Flugzeug mit einziehbarem Anlaufgestell. E. Rumppler Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Lichtenberg. A. 6. 5. 11. E. 17. 12. 12.

77h. Sch. 42 077. Flugzeug mit paarweise angetriebenen Segelrädern. Kurt Schultze, Berlin-Pankow, Berlinerstr. 28. A. 5. 10. 12. E. 17. 12. 12.

77h. R. 31 552. Propeller zur Erzeugung einer fortschreitenden und zugleich aufsteigenden Bewegung. Max Reymond, Payerne, Schweiz; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, Dipl.-Ing. C. Weihe und Dr. H. Weil, Frankfurt a. M. 1 und W. Dame, Berlin SW. 68. A. 9. 9. 10. E. 21. 12. 12.

77h. S. 32 594. Einrichtung zum Anschluß von Zugseilen an Stoffwände. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Berlin. A. 15. 11. 10. E. 24. 12. 12.

77h. A. 19 744. Wendeflügelrad für Flugzeuge, dessen Flügel ihre Wendebewegung von der Radwelle durch ein Übersetzungsgetriebe von 2:1 ableiten. Johann Hugo Axien, Hamburg, Flachsland 31. A. 23. 11. 10. E. 28. 12. 12.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTLEITER

ING. ANSBERT VORREITER

BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS

DR. L. PRANDTL

PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR

DR.-ING. F. BENDEMANN

DR. R. EMDEN

PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

DR. S. FINSTERWALDER

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

DR.-ING. H. FÖTTINGER

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL

PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

DR. FRITZ HUTH

GEH. REG.-RAT E. JOSSE

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY

PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER

PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN

DR.-ING. A. VON PARSEVAL

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR.-ING. H. REISSNER

PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN

DR. C. RUNGE

PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

A. WAGENER

PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG

UND ANDERER Hervorragender Fachleute

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

30. November 1912.

Heft 22.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Erster Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt. Von Dr.-Ing. F. Bendemann. S. 281.

Der Harlan-Eindecker Militärtyp 1913. (Mit Tafel XV und XVI.) S. 290.

Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique (26. Oktober bis 10. November 1912).

Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. (Fortsetzung aus Heft 21.) S. 292.

Patentschau. S. 296. — Bücher-Besprechungen. S. 296.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Erster Bericht der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Die Versuchsanlage für den Wettbewerb um den Kaiserpreis für den besten deutschen Flugzeugmotor.

Von Dr.-Ing. F. Bendemann.

Unser Kaiser stiftete an seinem diesjährigen Geburtstage aus seiner Schatulle einen am nächsten Kaisergeburtstage zu verleihenden Preis von 50000 Mark für den »besten deutschen Flugzeugmotor«. Der vom Reichsamt des Innern in vorgeschriebener Weise gebildete Wettbewerbsausschuß veröffentlichte am 7. Mai 1912 die Wettbewerbsbestimmungen. Daran anschließend wurden weitere große Preisstiftungen von verschiedenen Reichs- und preußischen Staatsbehörden bekannt gemacht, so daß im ganzen 125000 Mark an Preisen zur Verfügung der Preisrichter stehen.

In dieser Bekanntmachung wurde auch das Preisgericht und die Prüfstelle bestimmt. Das Preisgericht besteht aus sieben unabhängigen Sachverständigen, die (mit einer Ausnahme) dem Wettbewerbsausschuß nicht angehören und bei Aufstellung der Bestimmungen nicht mitgewirkt haben, nämlich aus den Hochschulprofessoren Baumann (Stuttgart), Bonte (Karlsruhe), Josse (Charlottenburg), Lünen (München), Riedler (Charlottenburg), Wagener (Danzig) unter Vorsitz des Wirkl. Geh. Oberbaurats Dr.-Ing. Veith, Abteilungschef im Reichsmarineamt.

Zur Prüfstelle wurde die Deutsche Versuchsanstalt für Luftfahrt zu Adlershof bestimmt.

Die hiermit zum erstenmal öffentlich genannte Anstalt war erst kurz vorher (18. April) als Verein ins Leben gerufen worden. Ihr fiel nun sogleich eine sehr schöne, aber höchst verantwortliche und technisch recht schwierige Aufgabe zu.

Am 28. Juni fand erst die Mitgliederversammlung der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt statt, in welcher der Berichterstatter mit der technischen Leitung beauftragt wurde.

Anfang Juli liefen die Anmeldungen zum Wettbewerb ein und nun ließ sich erst übersehen, wie ausgedehnte Vorbereitungen zu treffen waren. Der kaiserliche Weckruf und die Höhe der Geldpreise hatten den Zweck erreicht, die einschlägige Industrie Deutschlands in überraschendem Umfange auf den Plan zu rufen. Von 26 Bewerbern wurden nicht weniger als 44 verschiedene Motorarten gemeldet, dazu noch 24 »Ersatzmotoren« (die bei unverschuldeten Schäden für den ersten der Bauart eintreten dürfen). Drei Bewerber mit je einem Motor schieden nachträglich aus, weil die Zulassungsbedingungen nicht erfüllt waren. So nach stehen im ganzen 65 Motoren im Wettbewerb.

Man hat befürchtet, daß bei so rascher Durchführung des Wettbewerbes in dem einen Jahre die Vorbereitungszeit für die Industrie zu kurz sei, um neue Konstruktionen zu schaffen, wie sie der Wettbewerb anregen sollte und die Preise somit den alten eingeführten Fabriken, bzw. den schon vorhandenen Konstruktionen zufallen würden. Nach den vorliegenden Anmeldezeichnungen (siehe nachstehende Bewerberliste) erscheint diese Befürchtung unbegründet. Eine Reihe völlig neuer Konstruktionen wird zur Prüfung kommen, die teils von den schon in dem Fache bewährten Firmen, teils auch von Neulingen herrühren.

A. Gruppe der luftgekühlten Motoren.

Bewerber	Arbeitsverfahren	Zylinder-		Nutzleistung, PS im Dauerbetriebe
		Anordnung	Zahl	
Wilh. Kieling, Frankfurt a. M.	Viertakt	umlaufend	7	50*
Emil Freitag, Zwickau i. S.	Zweitakt	feststehend	10	50*
G. A. Bräuer & Co., Chemnitz i. S.	"	umlaufend	6	50*
Bayer. Motor- und Flugzeugwerke, Nürnberg-Gibbetzenhof	Viertakt	"	7	50
Otto Schwade & Co., Erfurt	"	"	7	49
Erich W. Stürmer, Lehnin i. Mark	"	"	7	63
	Eintakt	Kreiselmotor 3 Kolben in einem festen Gehäuse		100*
N.-A.-G. Berlin, Ob. Schönw.	Viertakt	umlaufend	14	95*
	"	"	14	95*
A. Horch & Co., Zwickau i. S.	"	"	6	70
	"	"	6	70
Kruk Motoren-Ges., Berlin	"	"	7	85
	"	"	7	85

Die mit * bezeichneten Motoren sind nicht eingeliefert worden.

Eher ist zu befürchten, daß die Zeit für die Prüfungsversuche nicht ausreichen wird. Bestimmungsgemäß sind bis zum 25. Oktober erst die Motoren einzuliefern. Bis zum 15. Januar müssen die Ergebnisse dem Preisgericht fertig vorliegen. Also bleiben für die Versuche kaum zehn Wochen, welche noch dazu die Weihnachtszeit einschließen. In dieser Zeit bis zu 65 Motoren in einer den Bestimmungen entsprechenden, sachgemäßen Weise gründlich durchzuprüfen, erforderte außerordentliche Maßnahmen.

Die schleunigst zu schaffende Prüfanlage mußte nicht nur ungewöhnlich umfangreich, sondern infolge gewisser Sonderbestimmungen auch recht verwickelt ausfallen. Dabei stellten sich auch konstruktiv recht schwierige Aufgaben. Mangels brauchbarer Vorbilder mußte für die hauptsächlichste Meßvorrichtung, den »Pendelrahmen« zur Leistungsmessung, erst das geeignete, für alle verschiedenen Motorgattungen anwendbare System gefunden und völlig neu durchkonstruiert werden. Auch sonst ergaben sich eine Menge konstruktiver Schwierigkeiten, und jeder Experimentator weiß, wie leicht bei neuen Meßeinrichtungen zuerst irgend etwas mißbrät und langwierige Verbesserungen erforderlich sind. Dafür blieb nur ein kleiner, engbegrenzter Zeitraum. Bei allem dankenswerten Interesse der Preisgerichtsmitglieder, blieb doch die überwiegende Verantwortung bei der Prüfungsstelle. Noch ist es nicht sicher, daß alles gelungen ist. Die wichtigsten Teile sind aber schon erprobt worden und haben ihre Schuldigkeit getan, und bei dem öffentlichen Interesse dieser Veranstaltung erscheint es angezeigt, schon jetzt, bei Beginn der eigentlichen Versuche, dem weiteren Kreise der Beteiligten einen Überblick über die Technik der Durchführung dieser Prüfung zu geben.

Unvorhergesehene Hindernisse können sich auch bei der Aufstellung und Vorbereitung der einzelnen Motoren auf den Prüfständen ergeben. Bestimmungsgemäß liegt diese Arbeit den Bewerbern selbst ob, und zwar muß dies in je drei Tagen beendet sein. Die nötigen Einzelheiten der Prüfstände sind ihnen genau bekannt gegeben. Aber wenn es nun doch in Kleinigkeiten fehlt, die Zeit kosten! — Man möchte Härten vermeiden, die vielleicht gute Motoren aus nebensächlichen Gründen von der Teilnahme ausschließen. Die Wettbewerbsbestimmungen erlauben es der Prüfungsstelle, ausnahmsweise Nachfristen zu gewähren. Da werden heikle Konflikte kaum ausbleiben. Gern möchte man im einzelnen billige Rücksichten walten lassen; doch

B. Gruppe der wassergekühlten Motoren.

Bewerber	Arbeitsverfahren	Zylinder-		Nutzleistung, PS im Dauerbetriebe
		Anordnung	Zahl	
Benz & Cie., Mannheim	Viertakt	feststehend	4	90—95
Hilz Motorenfabr., Düsseldorf	"	"	4	90—95
Motoren- u. Lastwagen-A.-G., Aachen	"	"	4	115*
	"	"	6	90
	"	"	4	72
	"	"	4	72
	"	"	4	100
Argus-Motoren G. m. b. H., Reinickendorf/Berlin	"	"	4	100
	"	"	4	115
	"	"	4	115
	"	"	6	110
	"	"	6	110
	"	umlaufend	7	100*
Hans Windhoff, Apparate- und Maschinenfabr. G. m. b. H., Schöneberg	"	"	7	100*
	"	"	5	75*
	"	"	7	55*
	"	"	7	55*
Fahrzeugfabrik Eisenach	"	feststehend	4	45*
	"	"	4	70*
	"	"	4	70*
R. - A. - W. Düsseldorf/Oberkassel	"	"	6	100*
	"	"	4	100
Gebr. Stoewer, Stettin	"	"	4	100
	"	"	6	100
	"	"	4	55
Basse & Selve, Altena i. W.	"	"	4	55
	"	"	4	95*
	"	"	4	95*
	"	"	4	65
	"	"	4	65
	"	nach unten hängend	4	65
	"	"	4	65
	"	"	4	65
Daimler - Motoren - Gesellschaft, Stuttgart-Untertürkheim	"	feststehend	4	90
	"	"	4	90
	"	"	6	95
	"	"	6	95
	"	"	4	50
	"	"	4	50
	"	"	6	75
	"	"	6	75
W. Schröter, Delitzsch	"	"	6	90
	"	"	4	95
N.-A.-G. Berlin, Ob.-Schöne-weide	"	"	4	95
	"	"	4	55
	"	"	4	55
Flugwerk Deutschland, München-Milbertshofen	"	"	4	90
Stahl-Motoren-Gesellschaft E. Jänisch & Co., Berlin	"	"	4	90
	"	"	4	60*
Robert Conrad, Berlin	"	"	4	95
	Zweitakt	"	6	65*

Die mit * bezeichneten Motoren sind nicht eingeliefert worden.

ist im ganzen die vorgeschriebene Zeit unbedingt innezuhalten!

Diese Schwierigkeiten waren vorausgesehen. Aber es lag schon im kaiserlichen Erlasse, daß ungewöhnliche Anstrengungen gemacht und eine gewisse schneidige Wucht eingesetzt werden sollte, um »den besten deutschen Flugmotor« zu krönen, und so der Flugtechnik in ihrem sprindendsten Punkte einen nachhaltigen Anstoß zu geben. Da ist es vielleicht gerade sachgemäß, wenn nicht nur die eigentliche, technische Güte des Motors, sondern etwas auch die organisatorische Leistungsfähigkeit, Findigkeit und Schnelligkeit der ausführenden Fabrik mit bewertet wird. Den Motor schnell und sicher den jeweils gegebenen Bedingungen anpassen und rasch in guten Gang bringen zu können, ist in der Tat oft wichtiger, als einzelne kleine Vorteile in Kraftleistung oder Gewicht.

Jedenfalls ist, wenn es gelingt, die gesteckte Frist innezuhalten und in so kurzer Zeit ein klares Bild von den Leistungen und den Haupteigenschaften der besten, neuesten Konstruktionen unserer ganzen Industrie zu erhalten, der weiteren Entwicklung sehr viel mehr gedient, als wenn sich der Wettbewerb über Jahr und Tag hinzöge. Die Technik der Luftfahrt eilt mit stürmischen Schritten voran. Wir haben gegen das Ausland mancherlei nachzuholen, ganz besonders am Flugzeugmotor. Da gilt es im besten Sinne: Doppelt gibt, wer schnell gibt. Mit kleinen Mitteln, mit einer ängstlich und allzu wissenschaftlich arbeitenden Prüfung ist der Zweck nicht zu erreichen. Die Ausführung der Messungen muß wissenschaftlichen Anforderungen streng genügen, aber die Prüfung muß sich großzügig auf die Kernpunkte beschränken. Fragen von geringerer praktischer Bedeutung müssen einstweilen zurückgestellt werden.

In diesem Sinne hat schon der Wettbewerbsausschuß in den Prüfungsbestimmungen einige Punkte ausgeschaltet, die zwar nicht belanglos, aber doch nicht von erster Bedeutung und überdies zu verwickelt sind, um sie mit einem Schlage erledigen zu können. Hierzu werden einige Erläuterungen am Platze sein.

Die Hauptpunkte des Prüfungsverfahrens nach den Wettbewerbsbestimmungen.

Die Bestimmungen, die im wesentlichen nach dem Entwurf des Berichtstatters angenommen wurden, machen in erster Linie die Betriebssicherheit zum Angelpunkt der Beurteilung, indem sie neben Prüfung in Schräglagen, und unter sonstigen Erschwerungen, wie sie im Fluge vorkommen, vor allem eine 7stündige Dauerprobe vorschreiben, die ohne Unterbrechung und ohne wesentlichen Abfall in Drehzahl und in der Leistung überstanden werden muß. Auch darf sie nur ein einziges Mal wiederholt begonnen werden, wenn Störungen vorkommen.

Nächst dem, als zahlenmäßig schärfer erfaßbarer Bewertungsmaßstab, dient das »Einheitsgewicht des Motors für 7 Stunden«, d. h. das vollständige Gewicht mit dem Betriebsmittelvorrat für die Zeit, bezogen auf die mittlere Bremsleistung in PS.

Diese einfache Festsetzung ist insofern nicht ganz selbstverständlich, als es viel für sich hätte, sogleich auf die praktische Anwendung einzugehen und statt der Bremsleistung die gelieferte Triebkraft zu bewerten, auf die es schließlich ankommt, also die zugehörige Luftschraube mit dem Motor als technische Einheit zu prüfen.

Aber dieser sehr einleuchtende Vorschlag mußte verworfen werden, schon weil dadurch ein ganz gesonderter Fabrikationszweig mit in den Wettbewerb gezogen worden wäre. Der Luftschraubenbau hat ja seine eigentümliche Technik schon recht gut entwickelt, und die großen Schwierigkeiten der Luftschraubenfrage liegen fast nur noch auf dem Gebiete der aerodynamischen Berechnung, was mit dem Motorenbau gar nichts zu tun hat. Luftschraube und Motor, so eng sie praktisch zusammengehören, bilden doch keine industrielle Einheit. Der Flugzeugerbauer bestellt beides stets von verschiedenen Fabrikanten. Es widerspräche also der in dem kaiserlichen Erlasse klar gegebenen und durch die heutige Sachlage wohl begründeten Bestimmung des Kaiserpreises: Dem Motor als solchem, der noch so verbesserungsbedürftigen Kraftquelle des Flugzeuges, soll die kaiserliche Spende dienen. Der beste deutsche Flugzeugmotor könnte aber völlig entwertet werden, wenn er zufällig mit einer schlechten oder nicht zu ihm passenden Schraube verbunden wäre.

Übrigens würde die einfache Bewertung nach dem Schraubenzug durchaus nicht ohne weiteres auf klare, dem praktischen Gebrauch entsprechende Verhältnisse führen. Bekanntlich kann man bei gleicher Motorleistung durch

Anwendung recht großer flachgängiger Schrauben hoch gesteigerte Zugkraft erzielen. Praktisch ist man darin stets durch bauliche Rücksichten begrenzt. Im Flugzeug kann man Schrauben von zu großem Durchmesser nicht unterbringen. Ohne solche Bindung würden den Motoren beim Wettbewerb unfehlbar übertriebene große, praktisch gar nicht anwendbare Schrauben beigegeben werden. Man müßte künstliche Grenzen vorschreiben, die sich wiederum ohne Willkür nicht ziehen lassen. Überhaupt würde dadurch die Frage des besten Motors mit der heiklen Aufgabe der Schraubenberechnung in einer Weise verquickt, die wunderlichen Zufällen Tür und Tor öffnen, und klare Schlußfolgerungen aus den Prüfungsergebnissen zur Unmöglichkeit machen müßte.

Der gewiesene Weg war also zweifellos der in den Wettbewerbsbestimmungen vorgeschriebene: Die Bewertung nach der abgegebenen, für die Luftschraube verfügbaren Nutzleistung des Motors.

Dabei entsteht allerdings eine gewisse grundsätzliche Schwierigkeit: Es kann eigentümliche Fälle geben, wo sich die nutzbar an die Schraube abgegebene Motorleistung gar nicht ganz scharf bestimmen läßt. Bei den Umlaufmotoren wird nämlich die Luftschraube häufig unmittelbar mit dem Motorgehäuse verbunden; und es sind sogar Konstruktionen denkbar, bei denen Motor und Schraube so eng verwachsen sind, daß man überhaupt nicht mehr sagen kann, wo der Motor aufhört und die Schraube anfängt. Nun verzehren diese Motoren notwendig einen gewissen, nach heutigen Schätzungen gar nicht unbeträchtlichen Teil ihrer Leistung durch den eigenen Luftwiderstand der Zylinder bei der raschen Umdrehung. Dieser Anteil wird natürlich von der ursprünglichen, inneren Motorleistung abzusetzen sein (Ventilationsverlust). Insofern die Teile des Motors aber die Schraubennabe bilden, ist der Drehwiderstand der nutzbaren Motorleistung zuzurechnen. Demnach gibt es u. U. gar keine scharfe Trennung.

Aber so schwierige Fälle kommen praktisch einstweilen gar nicht vor, und auch in Zukunft werden Motor und Schraube schwerlich so ganz eng miteinander verschmelzen. Der Motor ist aus Stahl, die Schraube aus Holz, und zwar mit ihrer Nabe in einem festen Stück gearbeitet, so daß man sie ohne weiteres von dem Motor lösen, und für beide, Motor und Schraube für sich, den Luftwiderstand der Drehung bestimmen kann. Natürlich muß das bei gleichzeitiger Drehung geschehen und ohne ihre gegenseitige räumliche Lage wesentlich zu ändern. Das läßt sich aber durchführen, und damit ist die Schwierigkeit vollständig behoben.

Ein anderes Bedenken hängt hiermit nahe zusammen: Die zur Zylinderkühlung benötigte Arbeit, der Kühlungsverlust, steckt bei den Umlaufmotoren teilweise schon in dem Ventilationsverlust und wird also zugleich mit diesem von der Bremsleistung abgesetzt. Man könnte sagen, daß das gerechterweise auch bei den Standmotoren geschehen müßte, wo der Kühlungsverlust aber in ganz anderer Weise zum Ausdruck kommt, nämlich untrennbar verquickt mit dem Stirnwiderstand des ganzen Flugzeuges.

Dabei übersieht man, daß dieser Verlust sich bei den wassergekühlten Motoren sehr weit herabdrücken und grundsätzlich sogar völlig vermeiden läßt. Denn diese Motoren kann man ganz im Innern des Flugzeugumpfes unterbringen, ohne dessen Form wesentlich zu verschlechtern, und ihren Kühler kann man ganz in die ohnehin vorhandenen Oberflächen des Flugzeuges einschmiegen. So kommt man praktisch schon jetzt der völligen Vermeidung des Kühlungsverlustes ziemlich nahe. Jedenfalls liegt das ziemlich weit in der Hand des Flugzeugbauers, und somit handelt es sich hier durchaus nicht um eine dem Motor eigene, fest bestimmbare Verlustgröße. Übrigens

verursachen auch die Umlaufmotoren neben ihrem Drehungswiderstand noch einen zusätzlichen Stirnwiderstand, der jedenfalls nicht kleiner ist, als er bei den wassergekühlten zu sein braucht. Demnach ist es voll berechtigt, die Stirnwiderstände ganz zu vernachlässigen, und nur den Drehungswiderstand der Umlaufmotoren als einen diesen eigentümlichen, unvermeidbaren Verlust von ihrer Nutzleistung abzusetzen. Es kann zwar auch hier durch Einkapseln des Motors etwas, aber keinesfalls ganz vermieden werden.

Weiters sehen die Wettbewerbsbestimmungen sogar davon ab, die wassergekühlten Motoren überhaupt mit dem eigenen Kühler zu prüfen. Die Versuchsanlage hat sie mit Kühlwasser zu versorgen.

Man kann das unbillig finden, denn mit dem Kühler wird eine wichtige, diesen Motoren eigentümliche Störungsquelle ausgeschaltet, deren Vermeidung ein besonderer Vorzug der luftgekühlten ist. Diese erscheinen dadurch etwas benachteiligt.

Auch hier lagen aber sehr triftige Gründe vor: Der Kühler ist durchaus nicht so eng mit dem Motor verwachsen, wie etwa Vergaser und Zündung. Seine Bauart ist ganz unabhängig von der des Motors. Dieser verlangt nur eine bestimmte Kühlfähigkeit. Bauart und äußere Form des Kühlers stehen ganz im Belieben des Flugzeugbauers. Dieser bestimmt sie zu der Bauart des Flugzeuges passend. Er bezieht den Kühler auch in der Regel nicht mit dem Motor, sondern von besonderen Fabriken. Der Erbauer des Motors hat darauf keinen Einfluß und ist in der Praxis für Mängel des Kühlers meistens gar nicht verantwortlich.

Auch der Kühler gehört also nicht zu der industriellen Einheit des Flugzeugmotors.

Andererseits konnte man angesichts der praktischen Entwicklung, die Kühler eng der Körperform des Flugzeuges anzuschmiegen, wunderliche, breitausgedehnte Kühlerformen auch beim Wettbewerb schlechterdings nicht verbieten. Man hätte also die Bewerber nicht hindern können, sie vielmehr geradezu verleitet, besondere Wettbewerbskonstruktionen zu schaffen, ohne Rücksicht auf den Gebrauch im Flugzeug. (Beim Motor an sich besteht keine solche Schwierigkeit, weil dieser in seinem Aufbau durch das Flugzeug kaum irgendwie bedingt wird.)

Übrigens hätte bei Einbeziehung des Kühlers gerade auch der an sich beste Motor durch Mängel des zufällig beigegebenen Kühlers vollständig entwertet werden können. Das liefe dem Zwecke des Wettbewerbes entschieden zuwider. Es steht ja fest, daß sich genügend leichte und betriebssichere Kühler zu jedem Motor gleichartig herstellen lassen.

Der Zweck wird durch gänzliche Ausschaltung der Kühler besser erreicht. Natürlich muß das Kühlergewicht dem Motor angerechnet werden. Es ist in den Bestimmungen auf Grund reichlicher Erfahrungen an bewährten Kühlerarten zu 0,23 kg für je 1000 WE stündlicher Wärmeabfuhr festgesetzt. Wasserinhalt und Rohrverbindungen sind darin mit berücksichtigt. Die Temperatur des dem Motor zufließenden Kühlwassers ist einheitlich, nämlich entsprechend der Leistungsfähigkeit bräuchlicher Kühler auf 70°C vorgeschrieben. Demnach muß der stündliche Wasserfluß durch den Motor und die Temperaturerhöhung des Wassers gemessen werden.

Weiter enthalten die Wettbewerbsbestimmungen noch eine Reihe besonderer Forderungen, welche für die Gestaltung der Prüfanlage maßgebend waren, und zum Teil recht umständliche Vorkehrungen nötig machten.

Die Arbeit des Motors ist bei den Versuchen durch die eigene Luftschaube aufzunehmen. Das bequeme Verfahren der elektrischen Leistungsmessung scheidet also aus und mit gutem Grunde: Denn in Gestalt des Ankers einer Dynamomaschine kuppelt man den Motor mit einer

verhältnismäßig großen Schwungmasse und so verhilft man ihm vielleicht zu einem viel ruhigeren und sicheren Gange und dadurch größerer Betriebssicherheit, als er nur auf eine leichte Luftschaube arbeitend sonst haben würde. Die Einschaltung eines Drehkraftmessers zwischen Motor und Schraube kommt natürlich erst recht nicht in Frage. Vielmehr ist das Verfahren des »Pendelrahmens« vorgeschrieben, welches darauf beruht, daß der Motor auf seine Unterstützung ein Drehmoment ausübt, welches dem auf die umgebende Luft wirkenden als dessen Rückdruck vollkommen gleich sein muß. Man kann es auf einfache Weise an einem ruhenden Hebelwerk abwägen.

Diese Wägung ergibt aber zunächst den gesamten Luftwiderstand der umlaufenden Teile, also einschließlich des Ventilationswiderstandes. Um diesen abzusondern, bedarf es, wie bemerkt, noch einer selbständigen Antriebsmaschine für die Schraube. Deshalb sehen die Bestimmungen vor, daß die Arbeitsaufnahme der Schraube mittels einer als Motor laufenden Bremsdynamo nachgeprüft werden kann.

Ferner ist der Motor in Schräglagen zu prüfen, wie sie beim Steigen und Niedergehen des Flugzeuges entstehen: um 10° aufwärts und um 15° abwärts. Dadurch können Vergasung, Schmierung, Zündung usw. gestört werden. Der Motor muß außerdem, besonders beim Niedergehen im Gleitflug, auch stark gedrosselt, langsam laufen und dann schnell wieder in vollen Gang gebracht werden können. Andererseits soll die Regelbarkeit des Motors auch bis zur zulässigen Höchstgrenze der Drehzahl untersucht werden.

Um die luftgekühlten Motoren keinesfalls zu benachteiligen, ist ferner die Anwendung eines zusätzlichen Luftstromes vorgeschrieben, welcher den von der eigenen Schraube erzeugten Luftzug noch steigert, so daß eine Strömung von mindestens 20 m/sec in der Umgebung des Motors entsteht.

So ist dem etwaigen Einwand, daß die Kühlwirkung der Luft bei der Prüfung derjenigen des freien Fluges nicht gleich käme, der Boden entzogen. Freilich bedingt diese Vorschrift die Anwendung noch einer weiteren, von dem zu prüfenden Motor unabhängigen Kraftmaschine. Wir haben einen »Kontroll-Elektromotor« (Bremsdynamo) zur Nachprüfung der Schraubenleistung und einen »Hilfselektromotor« zum Antrieb des Zusatzgebläses.

In den erwähnten Punkten enthalten die Bestimmungen verschiedene Kompromisse, die gewiß nicht in jeder Hinsicht voll befriedigend sein können. Versuche auf festem Prüfstand können eben die Verhältnisse des freien Fluges niemals ganz nachahmen, so wenig wie beim Automobil die Verhältnisse der wirklichen Fahrt. Der Flugzeugmotor und seine Kühlvorrichtung steht mit der Schraube und dem ganzen Flugzeug in so vielfacher Wechselwirkung, daß man ihn in letzter Linie überhaupt nicht unabhängig von einem bestimmten Flugzeug prüfen und bewerten kann, wenn man alle Kompromisse scheut. Ein heikler Punkt liegt neben den Luftwiderstandsfragen besonders auch in dem Einfluß der Erschütterungen und Schwingungsvorgänge sowohl auf die Motor- und Schraubenleistung, als auch auf die Betriebssicherheit insbesondere der Wasserkühler. Es liegt auf der Hand, daß man diesen Einfluß auf keiner Prüfeinrichtung nachahmen kann, da er ganz von dem Aufbau des einzelnen Flugzeuges abhängt.

Auf einem fahrbaren Prüfstand könnte man wenigstens die Luftwiderstandsverhältnisse besser dem freien Fluge gemäß herstellen, als auf dem festen. Aber bei den großen in Betracht kommenden Geschwindigkeiten erfordert das weitläufige und kostspielige Einrichtungen, die vorderhand nicht zur Verfügung stehen. Sie würden sich auch für Dauerprüfungen von Motoren auf Zuverlässigkeit wenig eignen.

Der naheliegende Gedanke, dafür eine große Rundlaufvorrichtung anzuwenden, wobei der Motor mit der Schraube

und dem mehr oder weniger vollständigen Flugzeug am Ende eines langen Armes angebracht, im Kreise herumfährt, war nach vielen Erfahrungen zu verwerfen. Es hat sich immer wieder gezeigt, daß man die gradlinige Bewegung durch die Luft auch nicht annähernd richtig durch Kreisbewegung um einen festen Mittelpunkt ersetzen kann. Wer sich näher mit der experimentellen Aerodynamik befaßt hat, weiß, daß ihre Geschichte geradezu eine Kette von fehlgeschlagenen Rundlaufversuchen ist. Immer wieder haben sich tüchtige Forscher und namhafte Ingenieure

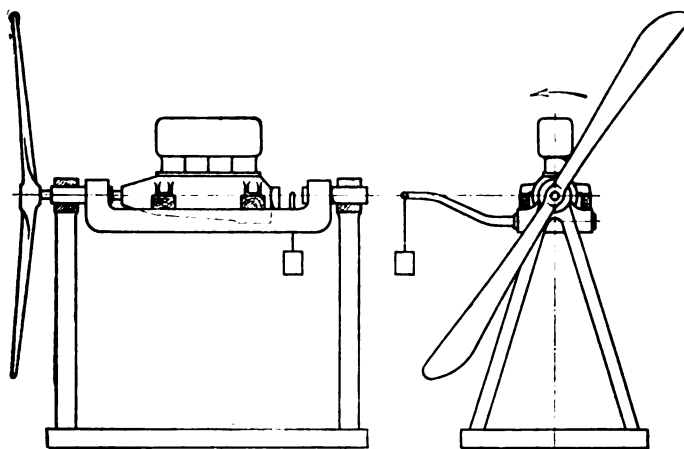


Fig. 1 u. 2. Pendelrahmen mit gleichaxig gelagerter Schraubenwelle. (Schema.)

über die großen Fehler dieses Verfahrens getäuscht und viele vergebliche Kosten und Mühe damit vertan. Den Grund sieht man leicht ein, wenn man sich einmal den entsprechenden Vorgang im Wasser vorstellt. Man könnte das Verfahren ja ebenso gut auch für schiffbautechnische Versuche über Schiffswiderstände, Triebpropellerwirkung usw. anwenden, statt der bekannten kostspieligen Modell-Schleppkanäle. Aber im Schiffbau denkt man gar nicht an das Rundlaufverfahren. Denn jedermann kennt die Strudel-

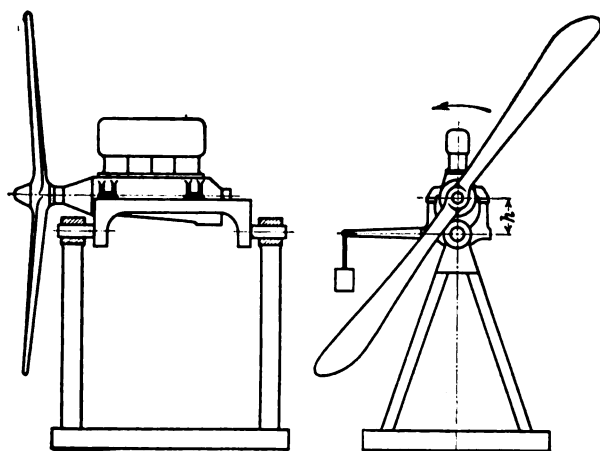


Fig. 3 u. 4. Pendelrahmen mit außeraxig gelagerter Schraubenwelle. (Schema.)

schleppe, die ein Dampfschiff kilometerweit hinter sich herzieht, und das legt die Anschauung von den Vorgängen nahe, die entstehen müssen, wenn ein Versuchskörper im Wasser um einen festen Punkt kreist. Der Körper fährt beständig in seinem eigenen Kielwasser oder gar in dem kreisenden Strudel, den der Dreharm erzeugt. Im Wasser könnte man diesen noch vermeiden, indem man den Arm über den Spiegel legt. In der Luft kann man nicht einmal das. Deshalb nutzt es auch nichts, den Kreis im Verhältnis zum Versuchskörper recht groß zu machen. Mit der Armlänge wächst auch der luftverdrängende Umriß des Armes ge-

waltig. Aber in der Luft sieht man nichts von den Vorgängen und nur so erklärt es sich, warum man hier so oft denselben Fehlgriff gemacht hat.

Die Versuchsanlage.

Für die wichtigste Meßvorrichtung, den zur Messung der Drehmomente vorgeschriebenen Pendelrahmen fehlte es, wie erwähnt, an geeigneten Vorbildern. Von den verschiedenen bekannten Arten hätte in erster Linie die in Fig. 1 und 2 schematisch dargestellte Anordnung in Betracht kommen können, die in vorzüglicher Durchbildung in den Werken des Zeppelin-Luftschiffbau, Friedrichshafen, zur Prüfung der Maybach-Motoren benutzt wird.

Sie kennzeichnet sich dadurch, daß die kraftabgebende Motorwelle durch den hohlen Lagerzapfen des Pendelrahmens hindurchgeht; Motorwelle und Pendelrahmenlagerung liegen nämlich in gleicher Achse. Das ist die klarste und allgemein richtige Anordnung. Aber die Motorwelle muß eine genügende freie Länge haben, und das ist bei den Flugzeugmotoren in der Regel nicht der Fall. Vielmehr rückt man die fliegend auf der Welle sitzende Luftschaube natürlich immer möglichst nahe an das Wellenlager heran. Man müßte die Motorwelle also eigens für die Prüfungsversuche verlängern, und das bedeutet einen nicht unerheblichen Eingriff in die Konstruktion. Es entsteht die Gefahr von Drehungsschwingungen und Wellenbrüche, zu deren Vermeidung der Motorfabrikant nicht mit Unrecht den Einbau eines sonst nicht nötigen Schwungrades verlangen kann. Vermutlich wäre dann auch noch ein Außenlager nötig, und so wird das anzurechnende Eigengewicht des Motors unsicher.

Das mußte unbedingt vermieden und die Einrichtung so getroffen werden, daß man die Motoren ohne jede Änderung genau so mit ihrer Schraube auf den Prüfstand setzen konnte, wie sie ins Flugzeug eingebaut werden.

Um das zu ermöglichen, hilft man sich vielfach mit der in Fig. 3 und 4 dargestellten Anordnung, bei welcher der Motor hoch genug über den Pendellagern liegt, um die

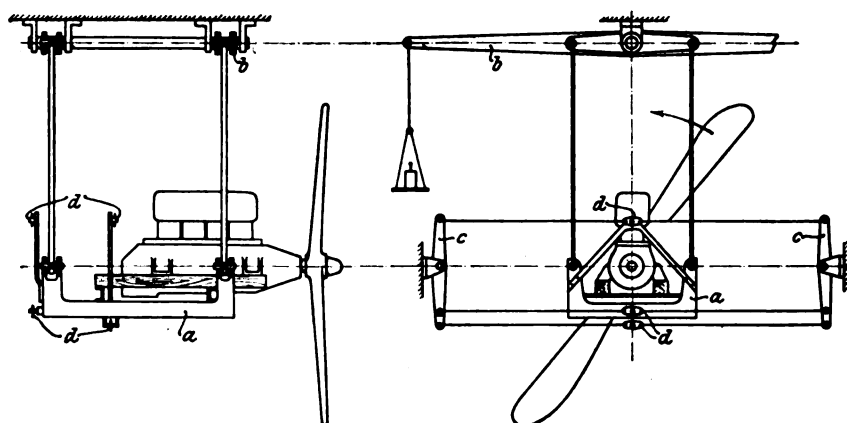


Fig. 5 u. 6. Pendelrahmen mit gleichaxiger aber frei gelegter Lagerung der Schraubenwellen.

a Pendelrahmen, b Wage, c Querhalter, d Angriffspunkte der Querhalter.

Schraubenwelle frei darüber hinweggehen zu lassen. Aber dadurch kann die Messung u. U. fehlerhaft werden, wenn nämlich, wie es leicht sein kann, die Schraubenflügel im oberen und unteren Teil ihres Umganges nicht den gleichen Luftwiderstand finden. Dann wirkt eine zusätzliche Kraft mit dem Hebelarm h auf den Pendelrahmen, welche die Messung fälscht. Der Einfluß dieser Fehlerquelle ist praktisch schwer festzustellen. Deshalb war auch diese Anordnung unbefriedigend, die in verschiedenen Ausführungen im Gebrauch ist, u. a. auch im Laboratorium des Automobilklub von Frankreich, wo sie bei den verschiedenen,

dort veranstalteten Flugzeugmotor-Wettbewerben benutzt wurde.

Die Lösung fand sich durch grundsätzliche Beibehaltung der gleichachsigen Anordnung, wie bei Fig. 1, doch wurde die Pendellagerung durch eine Aufhängung ersetzt, welche die Umgebung der Drehachse vollständig frei läßt, und dem Pendelrahmen doch keine andere Bewegung als die Drehung um diese Achse gestattet.

Das System ist in Fig. 5 und 6 schematisch gezeichnet und dadurch leicht zu übersehen. Der den Motor aufnehmende Rahmen hängt mittels zweier Stangenpaare gelenkig an zwei hoch darüber liegenden, unter sich fest verbundenen

Somit bleibt dem Rahmen nur die Drehung um seine Achse frei. Die Querhalter sind in verschiedenen Querebenen zur Motorachse und je paarweise ausgeführt, der Symmetrie wegen und vor allem um nur mit Zugverbindungen durch den vom Schraubenstrahl bestrichenen Raum hindurch auszukommen. Nahe dem vorderen Rahmenende, wo der Motor steht, lassen sich Angriffspunkte für die Querhalter schwer finden; um sicher zu gehen, sind dafür hinten in einem axialen Abstände zwei Paare vorgesehen, so daß die Rahmenachse gegen seitliches Abweichen festgehalten ist. Da die Kreiselkräfte der Schraube ohnehin einem seitlichen Ausschwingen entgegenwirken, so wäre wahrschein-

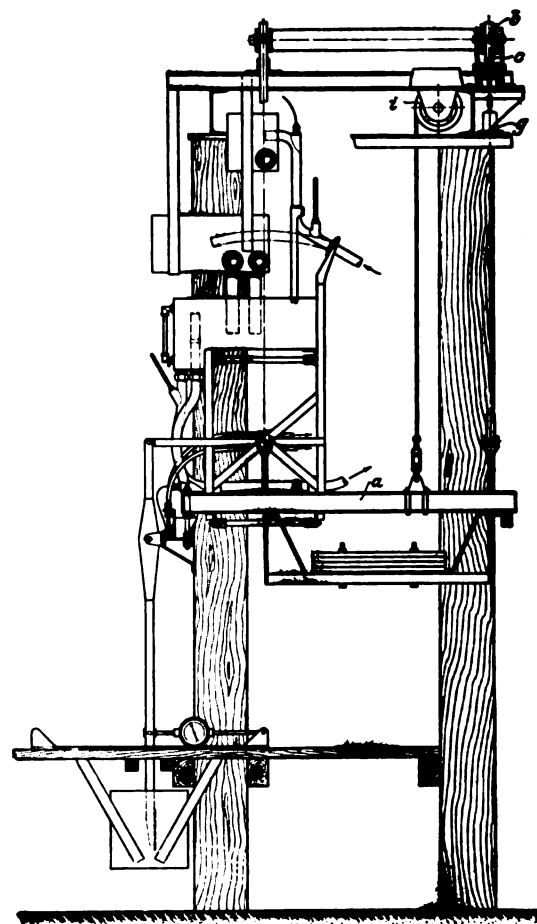
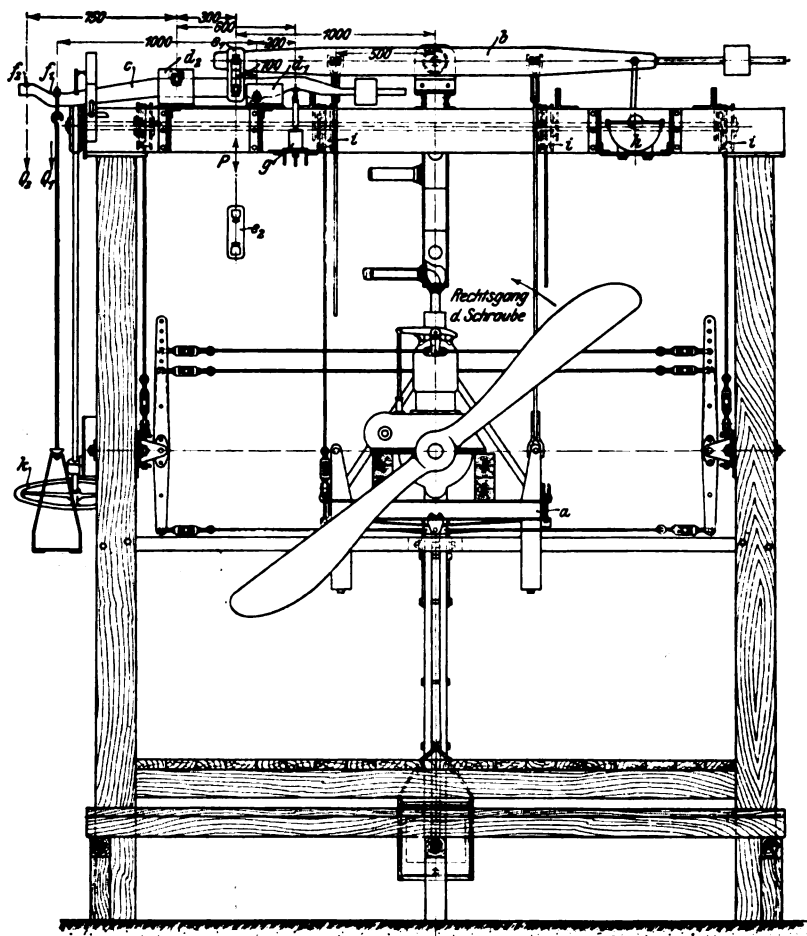


Fig. 7 u. 8.

- a Pendelrahmen
- b Wagebalken
- c Hilfshebel
- d₁ Lagerbock für c
- e₁ Pfanne für Zugstück
- f₁ Schalenschnide
- d₂ Lagerbock für c
- e₂ Pfanne für Zugstück
- f₂ Schalenschnide
- g Meßdose
- h Öldampfer
- i Seiltrommeln zur Schrägstellwinde
- k Handrad zu dieser.

für rechtsgängige Schrauben
für linksgängige Schrauben

Rechtsgängige Schrauben	Linksgängige Schrauben		
$P = Q_1 \cdot \frac{1000}{100} = 10 Q_1$	$P = Q_2 \cdot \frac{750}{300} = 2,5 Q_2$		
$P = p f \cdot \frac{200}{100} = 2 p f$	$P = p f \cdot \frac{600}{300} = 2 p f$		
Bei Meßdose Nr.	1	2	3
mit Querschnitt qcm	10	5	2,5
ist P kg bzw. M mkg	20 p	10 p	5 p

P und Q in kg; p in kg/qcm.

P wirkt am Hebelarm von 1 m, also M mkg = P kg.

gleicharmigen Hebeln, von denen der vordere (der Schraube zunächst liegende) als Wage ausgebildet ist. Auf den Rahmen wirkende Drehkräfte übertragen sich, wenn sein Mittelpunkt festgehalten wird, auf die Wage. Die Aufhängung läßt außer der Drehung um diesen Punkt aber zunächst noch seitliche Pendelausschläge zu, wobei sich der Mittelpunkt auf einem Kreisbogen um den oberen Lagerpunkt bewegt. Diese Seitenbewegungen werden durch »Querhalter« verhindert, d. i. durch seitlich gelagerte, doppelarmige Hebel und Zugverbindungen, welche ebenso wie der Wagebalken mit den Hängestangen die Rahmenmitte auf einem Kreisbogen festhalten, der den ersteren schneidet.

lich schon ein einziges Querhalterpaar hinten genügend.¹⁾ Zu aller Sicherheit sind aber sogar vorn noch Hebel vorgesehen, von denen aus man von Fall zu Fall, je nach der Form des Motors, auch hier noch einen Querhalter herstellen kann. Die Querhalter haben, wie leicht ersichtlich, stets nur geringe Kräfte aufzunehmen. Deshalb kann die Reibung in ihren Gelenken nicht viel ausmachen. Übrigens ist bei den starken Erschütterungen im Betrieb von Reibungseinflüssen überhaupt nicht viel zu befürchten.

¹⁾ Das hat sich bei den Vorversuchen sofort bestätigt. Es wird tatsächlich nur ein einziges Querhalterpaar benutzt.

Die Gelenke der Hängestangen sind als Kreuzgelenke ausgebildet (Fig. 7 und 8), so daß der Rahmen auch in axialer Richtung Freiheit hat und man die Schubkraft der Schraube bzw. wenn diese unabhängig angetrieben wird, den Luftwiderstand des Motors beobachten kann. Dazu dient der aus Fig. 8 links ersichtliche senkrechte Hebel, welcher unten in ein Dämpfungsgefäß taucht, über dem Fußboden mit einem Zugmesser und oben in Richtung der Pendelachse durch Kugelgelenk mit einem Bügel verbunden ist, der seinerseits durch zwei wagerechte Drehzapfen in der Verbindungslinie der hinteren Aufhängungspunkte an den Rahmen bzw. den auf diesem befindlichen Aufbau angelehnt ist.

Der Bügel bleibt also in seiner wagerechten Lage, auch wenn man den Rahmen um die hintere Aufhängungslinie herum auf- oder abwärts schwenken läßt. Das geschieht nämlich, um den Motor in die verlangten Schrägstellungen zu bringen. Man entfernt dazu das vordere Hängestangenpaar und hängt den Rahmen, wie in Fig. 7 linksseitig und in Fig. 8 gezeichnet, vorn an Seilen auf, die von zwei oben liegenden Rollen herabkommen. Diese Rollen sitzen auf einer oben quer durchgehenden Welle; man kann sie mittels Schneckentrieb durch das in Fig. 7 links sichtbare Handrad drehen und so den Rahmen auf und ab schwenken, sogar während der Motor läuft. Dieser etwas kühne Versuch ist mit einem schweren 120 pferdigen Motor in vollem Gange anstandslos gelungen. Er wird im Wettbewerb bei allen Motoren durchgeführt. Die Querhalter müssen die Schwenkbewegung natürlich mitmachen. Deshalb sind ihre Lager an Trägern befestigt, die sich ihrerseits um in der Schwenkachse liegende Zapfen drehen können und vorn ebenso wie der Pendelrahmen an Seilen und Rollen hängen.

Die pendelnde Aufhängung an leichten Stangen bzw. Seilen hat vor der festen Aufstellung auf einem soliden Bock o. dgl. noch insofern einen großen Vorzug, als man über die Erschütterungsfreiheit und die Mängel des Massenausgleiches nach dem bloßen Augenschein ein sehr zutreffendes Bild erhält.

Die Anordnung der Drehkraftwage ist aus Fig. 7 ersichtlich. Um nicht mit zu großen Gewichten hantieren zu müssen, ferner um bei rechts- und linksläufigen Motoren von derselben Seite des Prüfstandes her beobachten zu können, schließlich, um die Wägung in beiden Fällen durch ein und dieselbe Druckmeßdose selbsttätig auszeichnen zu lassen, ist noch ein Zwischenhebel angeordnet, welcher auf einfache Weise durch Umsetzen seiner Drehpunktflächen und durch Umtauschen seines Druck- und Zughänges bewirkt, daß die Kräfte an ihm stets im gleichen Sinne und in bezug auf die Meßdose auch stets im gleichen Verhältnis wirken. Die Gewichtsschale wird beim Umtauschen auf die etwas weiter außerhalb in Fig. 7 sichtbare Schneide gehängt; der Maßstab ändert sich dabei um das Vierfache, so daß Irrtümer ausgeschlossen sind. Die Wage ruht auf kräftigen, eisernen Trägern, die quer über starke, fest im Boden verankerte Holzpfosten gelegt sind.

Als Anschlag zur Begrenzung der Rahmendreihungen und zugleich als Lagerbett für die Benzin- und Ölzuleitungen u. dgl. dient ein hinter dem Rahmen quer an den Pfosten befestigter I-Träger. Einstellbare Muttern auf kräftigen, am Rahmen befestigten Bolzen geben diesem beliebige Bewegungsfreiheit. Zum Einbau des Motors und zu den Vorversuchen wird an den vorderen Pfosten ein ähnlicher Träger befestigt und der Rahmen auch vorn festgelegt.

Der Aufbau des Pendelrahmens trägt ein Blechgefäß mit Wasserstandszeiger, aus dem das Kühlwasser der Pumpe des Motors zufließt. Bestimmungsgemäß ist der Spiegel darin $\frac{1}{2}$ m über Wellenmitte zu halten. Durch das eine der beiden von oben eintauchenden Rohre wird ihm das

Wasser stets im Überschuß zugeführt; ein von unten hineinragendes Überlaufrohr entfernt den Überschuß. Das mit Thermometer versehene Rohr führt zum Motor.¹⁾

Weiter oberhalb sieht man zwei Gefäße, die nicht auf dem Pendelrahmen, sondern an dem festen Gerüst befestigt sind. In eines von diesen ergießt sich das vom Motor kommende erwärmte Kühlwasser. Die Ausgußrohre ragen frei beweglich hinein. Da sie in der Ebene der Pendelachse liegen, hat der Rückdruck des Strahles keinen Einfluß auf die Drehkraftmessung. Das oberste Gefäß dient für die Dauerversuche mit vollem Betrieb; dabei ist die Überwindung einer Druckhöhe von 1 m vorgeschrieben. Bei stark verminderter Drehzahl können die kleinen Kreislumpen diese Druckhöhe manchmal nicht mehr überwinden. Deshalb ist noch das mittlere Gefäß vorgesehen, in welches das gestrichelt gezeichnete Ausgußrohr hineinragt, welches man an Stelle des nach oben gehenden ansetzen kann. Dies Gefäß ist lang genug, um die vorgeschriebenen Schrägstellungsgrade des Pendelrahmens zuzulassen. Das Wasser kann aus ihm unmittelbar in das Ansauggefäß abgelassen oder auch, wie aus dem oberen durch ein quer zum Pendelrahmen seitwärts austretendes Rohr in den Kühlwasserkreislauf abgeleitet werden.

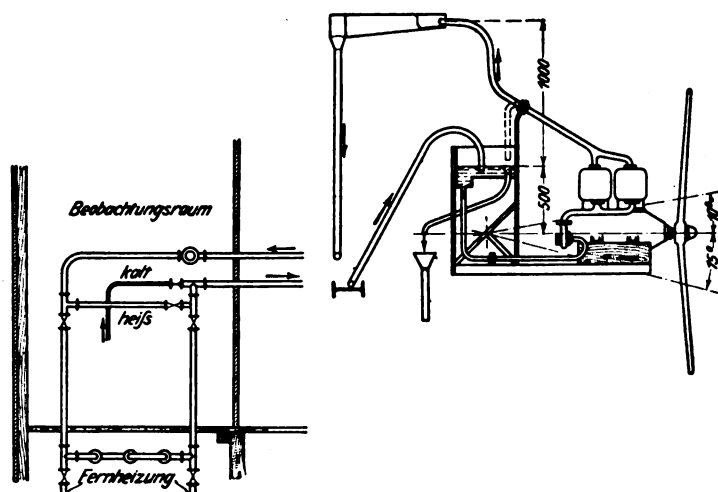


Fig. 9—10. Kühlwasserkreislauf.

Dieser ist etwas vereinfacht in Fig. 9 und 10 dargestellt. Das oben ausfließende Wasser geht durch ein Fallrohr nach dem seitlich belegenen Beobachtungsraum, in dem möglichst alle Meßinstrumente angeordnet sind. Das Wasser passiert einen Wassermesser und kann dann entweder durch ein unter diesem Raum verlegtes Rippenrohr gehen oder unmittelbar nach dem Ansaugbehälter zurückfließen, wobei es aber ein T-Stück passiert, in dem beständig etwas frisches, kaltes Wasser zugesetzt wird. Durch Regeln der Ventile in den mit »heiß« und »kalt« bezeichneten Leitungen kann man die vorgeschriebene Temperatur von 70° in dem Ansaugbehälter leicht herstellen und aufrecht erhalten. Zugleich wird die Abwärme zur Heizung des Beobachterraumes ausgenutzt, die man im Hinblick auf die vielstündigen Dauerversuche in den kältesten Wintermonaten unbedingt vorsehen mußte. Die Heizkörper können anderseits auch von einer Fernheizanlage her mit heißem Wasser versorgt werden, wenn ein luftgekühlter

¹⁾ Beim Wettbewerb wird dieses Gefäß nicht benutzt, um jede Möglichkeit auszuschließen, daß der Wasserzufluß einmal nicht schnell genug folgen und die Motorkühlung gefährdet werden könnte. Statt dessen ist ein größeres, seitlich fest aufgestelltes Gefäß vorgesehen, und das Wasser geht zum Motor durch ein in der Pendelachse liegendes Schlauchstück.

Die oberen Ausgußgefäße haben nach den Vorversuchen eine etwas längere Form bekommen, weil das Wasser etwas heraus-spritzte.

Motor läuft oder kein Motor in Gang ist. Von da aus wird auch schon vor Versuchsbeginn das Ansaugegefäß mit heißem Wasser gefüllt, so daß man schnell den Beharrungszustand erreicht.

Um Feuersgefahr von dem hölzernen Versuchsschuppen möglichst fern zu halten, liegt der Benzinvorrat, von dem der Motor gespeist wird, draußen auf freiem Felde. Die Fässer ausreichenden Inhalts für einen ganzen Dauerversuch (ca. 400 kg) stehen etwas überdacht auf Brückenwagen mitten zwischen den Schuppen; ein elektrisches Signal zeigt im Beobachtungsraum an, wann die Wage einspielt. Die Gewichte sind 500 g-weise unterteilt. Man nimmt nach jedem Einspielen ein Stück fort und erhält so die Zeitabschnitte für je 5 kg, die ein 100 pferdiger Motor in etwa 10 Minuten verbraucht.

Das Benzin wird dem Vergaser durch ein Filtergefäß mit einem nach Wunsch einstellbaren Gefälle von bis zu 2 m zugeführt. Dazu muß es um rd. 4 m gehoben werden, da der Motor etwa 2 m über dem Boden steht. Deshalb stehen die Benzinfässer mit einer Stickstoffleitung in Verbindung, die aus einer Flasche durch ein selbsttätiges, ein-

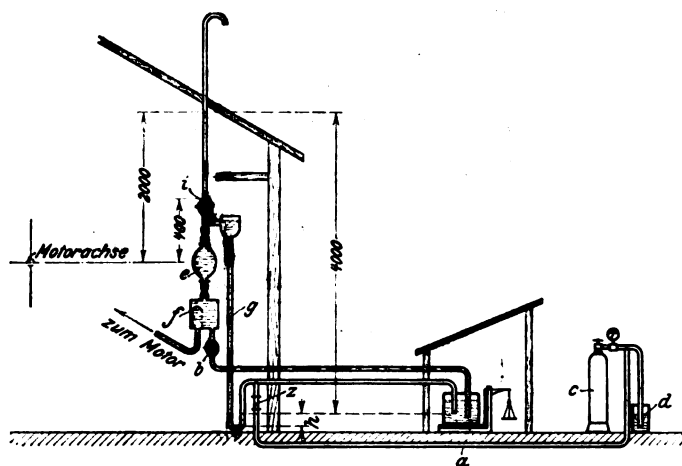


Fig. 11. Schema der Benzin-Meßvorrichtung.

- | | | |
|---|---------------------------------|---|
| a Benzinbehälter auf Brückenwagen stehend | e Stichprobegefäß / Filtergefäß | Die Gefäße mit Leitungen sind stark vergrößert gezeichnet |
| b Benzinzufuhrhahn | g Steigrohr | |
| c Stickstoffflasche mit Druck-Minder-ventil | h Sperrhöhe | |
| d Quecksilber-Sicherheitsventil | i Lüftungshahn | |
| | z Abzweigstelle | |

stellbares Druckminderventil gespeist wird und durch ein Quecksilberstandglas gegen unzulässige Drucksteigerung geschützt ist.

Damit man die Benzinzufuhr im Beobachtungsraum unmittelbar vor Augen hat und auch ganz kurze Stichproben machen kann, ist über dem Filtergefäß noch ein Glaskolben von 1 l Inhalt angebracht, der oben durch einen Hahn und ein gläsernes Standrohr mit der Atmosphäre in Verbindung gesetzt werden kann. Unterhalb dieses Hahnes mündet ein Nebenanschluß von der Stickstoffleitung her, welcher ein erweitertes Steigrohr bildet, das mit Benzin gefüllt bleibt, worin aber das Gas emporsteigen kann, wenn es die Flüssigkeit um die unten gebildete kleine Sperrhöhe hinabgedrückt hat. Das tritt ein, wenn der Hahn in der Hauptleitung und auch der obere Lufthahn geschlossen ist während der Motor läuft. Das Gas scheidet sich dann in der oberen Erweiterung des Steigrohrs ab, und in dem Glaskolben wird bald der sinkende Benzinspiegel sichtbar, dessen Durchgang durch die oben und unten vorhandenen Marken man beobachtet. Danach öffnet man den Hahn in der Hauptleitung wieder; das Benzin steigt dann wieder in das Stichprobegefäß auf bis zum Niveausgleich mit dem Steigrohr und wenn man noch den Lufthahn oben öffnet, so entweicht das Gas, und das Benzin kann bis zu

seinem freien Spiegel aufsteigen, den man also ständig beobachten kann.

Das Schmieröl fließt dem Motor oder dessen Pumpe aus einem seitlich auf einer Wage über dem Beobachtungsraum stehenden Behälter zu; die Gewichtsschale dieser Wage hängt in den Beobachtungsraum hinein neben dem Tisch des Schriftführers.

An Meßinstrumenten gehören noch folgende zu dem eigentlichen Prüfstand:

Eine Meßdose (geschliffener Kolben in Druckzylinder), verbunden mit selbstaufzeichnendem Manometer, wodurch das Auswägen der Drehmomente selbsttätig bewirkt wird. Die Leitung kann durch Hähne jederzeit entleert oder gefüllt werden. Durch Entleeren kann man augenblicklich die Meßdose ausschalten, so daß die Gewichtsschale benutzbar ist, womit man die manometrische Wägung nachprüft. Dann kann man wieder Drucköl in die Meßdose geben und die Registrierung fortsetzen.

Zum Verzeichnen der Umlaufgeschwindigkeit der Motoren dienen »Fahrtschreiber« einer neuen, sehr bemerkenswerten Konstruktion von Professor Lynen (München), die dieser in fünf Exemplaren unentgeltlich zur Verfügung gestellt hat. Er wird vom Motor durch ein Gelenkwellengetriebe mit eingeschalteter Kegelradübersetzung angetrieben. Die Räder sind derart austauschbar, daß die sehr verschiedenen Übersetzungsverhältnisse ausgeglichen werden, welche in den Motoren vor dem Tachometerantrieb enthalten zu sein pflegen. Das ist schon deshalb notwendig, weil man sonst vielfach außerhalb des Meßbereiches sein würde, welches der Fahrtschreiber zuläßt. Zugleich werden Irrtümer vermieden: Der Apparat verzeichnet immer die halbe Drehzahl der Motorwelle.

Außerdem treibt die Gelenkwelle durch ein kleines Schneckengetriebe noch ein gewöhnliches Tachometer und ferner einen Umdrehungszähler, welcher die gesamten Umdrehungen während des ganzen Versuches summiert. Er zählt allerdings nur eine Drehung auf hundert der Motorwelle, was aber, da der Motor in den sieben Stunden rd. 500 000 Drehungen macht, reichliche Genauigkeit gibt, um die mittlere Drehzahl einwandfrei zu berechnen.

Zur Bestimmung der Kühlwasserwärme dient, wie erwähnt, ein Flügelradwassermesser; dazu zwei schreibende Quecksilber-Fernthermometer für Zufluß und Abfluß, Glasthermometer zum Nachprüfen derselben befinden sich unmittelbar an den Meßstellen.

Schließlich sind einfache Federwagen zum Abwiegen der Axialschübe am Pendelrahmen vorhanden; eine stärkere für den Schraubendruck; eine schwache zur Luftwiderstandsbestimmung des Motors ohne Schraube.

Weiters gehören zu der Anlage infolge der besprochenen Bedingungen noch zwei selbständige Antriebsmaschinen; die eine zur Bestimmung des Drehwiderstandes der Schraube allein, ohne Verbindung mit dem zu prüfenden Motor. Es ist eine »Bremsdynamo« mit drehbar gelagertem Magnetgestell, die als Motor läuft und das wirksame Drehmoment ganz ebenso wie der Pendelrahmen an einer ruhenden Wägevorrückung angibt. Diese Maschinengattung hat sich für solche Prüfungen vortrefflich bewährt. In der erforderlichen Größe (bis zu 150 PS) ist sie in Deutschland allerdings bisher nur einmal zur Ausführung gekommen.

Wie die Übersichtszeichnung der Versuchsanlage und des Schuppens (Fig. 12 bis 14) zeigt, ist die Bremsdynamo oder, wie sie der Verständlichkeit wegen benannt wird, der »Kontroll-Elektromotor« dem Prüfstand gegenüber an der entgegengesetzten Seite des Schuppens so aufgestellt, daß man die vom Versuchsmotor gelöste Schraube unter geringer axialer Verschiebung auf den Konus aufsetzen kann, der sich am Ende der etwa 3 m langen Zwischenwelle befindet, welche sich durch eine elastische Kuppelung an den

Kontroll-Elektromotor anschließt. Die Schraube läuft also praktisch genau in der gleichen Lage wie beim eigentlichen Motorversuch, womit den oben erwähnten Forderungen Genüge getan ist, sofern es sich um einen stehenden Versuchsmotor handelt. Bei Umlaufmotoren muß noch dieser unabhängig in Drehung versetzt werden. Leerlauf mit eigener Kraft ist bei diesen Motoren meist nicht sicher möglich. Auch zum Antrieb fehlt eine Gelegenheit.

Deshalb wird er zu diesem Versuch durch eine Nachbildung ersetzt, welche seine äußere Form so weit erforderlichlich nachahmt und durch einen dahinter auf dem Pendelrahmen aufgestellten Elektromotor in Drehung versetzt wird. Nach gewöhnlichen Schätzungen soll der Luftwiderstand dieser Motoren 10 oder mehr vom Hundert seiner

frei hindurch. Sie wird durch Riemen von einem seitlich stehenden »Hilfs-Elektromotor« angetrieben und sendet einen Luftstrom von etwa 20 m-Sek. gegen den Versuchsmotor.

An Stelle dieser Hilfsschraube wird also zur Nachprüfung der Einzeldrehkräfte bei den erwähnten Umlaufmotoren, deren Nachbildung aufgesetzt und vom Hilfs-Elektromotor gedreht, während die Schraube des betreffenden Versuchsmotor dicht dahinter auf der Kontroll-Elektromotorwelle läuft. Das bedingt allerdings eine größere axiale Verschiebung aus der Stellung des Hauptversuches. Der Einfluß wird aber nicht erheblich sein, da die Raumverhältnisse doch noch sehr ähnlich bleiben.

Die getroffene Anordnung erlaubt offenbar ohne

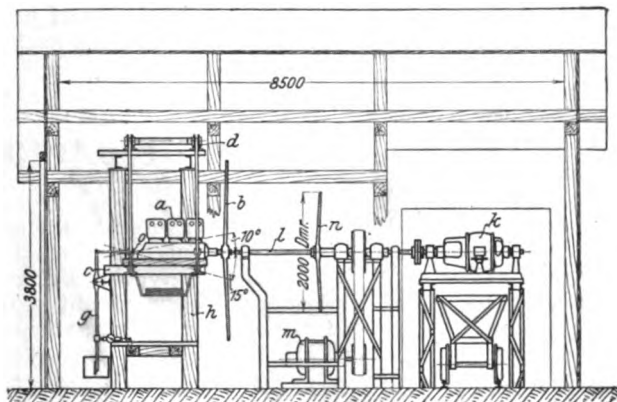
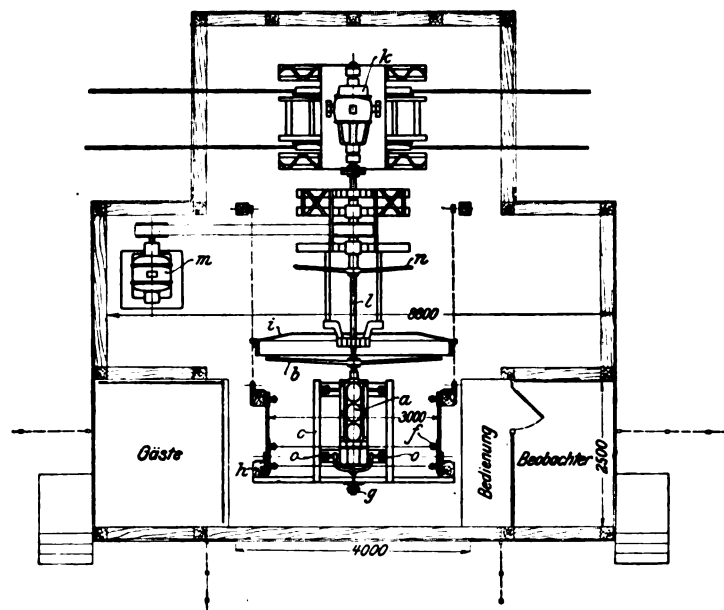
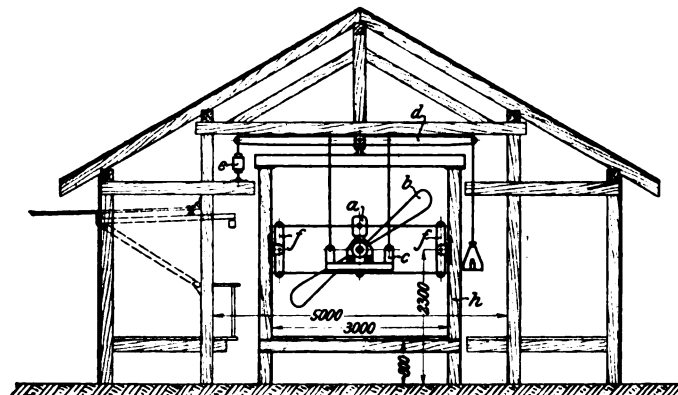


Fig. 12—14.

Versuchsschuppen mit Motorprüfanlage.

- a Zu prüfender Flugzeugmotor
- b Dessen Luftschraube
- c Pendelrahmen
- d Wägevorrückung zu diesem
- e Dämpfung der Wage
- f Querhalter
- g Schubmeßvorrückung
- h Isolirtes Gestell
- i Verschiebungswand (nur im Grundriß eingetragen)
- k Kontrollelektromotor
- l Dessen Welle
- m Hilfselektromotor
- n Von diesem durch Riemen getriebene Hilfsluftschraube (Zusatzgebläse) auf Hohlwelle



Leistung beanspruchen. Demnach muß dieser Elektromotor immerhin einige 10 bis 20 PS leisten. Es wird dafür ein der sogleich zu erwähnenden »Hilfs-Elektromotoren« von 23 PS benutzt.

Bei manchen Umlaufmotoren ist aber die Schraube nicht vor, sondern hinter dem Motor an dessen Gehäuse befestigt, wovon man sich mit gutem Grund bessere Kraftausnutzung verspricht, weil der Motor im schwächeren Luftstrom auf der Saugseite der Schraube weniger Stirnwiderstand verursacht. In solchen Fällen wird der Motor bzw. dessen Nachbildung auf die hohle Welle des Zusatzgebläses gesetzt, welches, wie erwähnt, zugunsten der luftgekühlten Motoren in den Bestimmungen vorgeschrieben war. Statt eines gewöhnlichen Gebläses, das kaum unterzubringen war, ist eine Luftschraube benutzt, welche gleichachsig mit der Schraube des Versuchsmotors auf hohler Welle sitzt. Die lange Welle des Kontroll-Elektromotors geht durch diese

weiteres auch die unmittelbare Kuppelung des zu prüfenden Flugzeugmotors mit der Bremsdynamo. Man kann diese also auch als solche benutzen, wenn noch eine weitere Nachprüfung der Motorleistung erwünscht sein sollte.

Wie man sieht, waren ungewöhnlich große und verwickelte Einrichtungen nötig, um den gestellten Bedingungen in allem zu genügen. Die Anlage erschien fast ungeheuerlich, als es sich herausstellte, daß, um mit der großen Anzahl gemeldeter Motoren rechtzeitig fertig zu werden, mindestens fünf solcher Versuchsstände nötig waren.

Die kostspieligste Versuchsmaschine, der Kontroll-Elektromotor, konnte schlechterdings nur in einer Ausführung beschafft werden. Um ihn rasch wechselnd in jedem der fünf Schuppen benutzen zu können, ist ein Verschiebungsgleise gelegt, das geradlinig durch die fünf Schuppen hindurchführt, wie aus dem Lageplan, Fig. 15, zu ersehen. Zum Verfahren dient ein kräftiger Wagen mit ent-

sprechendem Aufbau, von dem man durch Nachlassen einfacher Druckschrauben den Motor auf die Böcke setzen kann, die in jedem Schuppen für ihn vorhanden sind und zwischen welche der Wagen hineinfährt, wie es Fig. 14 zeigt.

Der Kontroll-Elektromotor bedingt ferner eine umfangreiche Umformeranlage, die in dem Laboratorium untergebracht ist, das auch im Laufe der vier Monate errichtet wurde. Die Bremsdynamo beansprucht, um als Motor die erforderliche Leistung und Drehzahl zu erreichen, etwa 100 Kilowatt Gleichstrom von 440 Volt.

Die Berliner Elektrizitätswerke führen zunächst hochgespannten Drehstrom mit 6000 Volt in das Laboratorium, wo er in besonderem Raum auf 220 Volt transformiert wird. Als solcher treibt er einen Drehstrommotor von 250 PS und dieser arbeitet durch Riemen auf drei einzelne Gleichstrom-

gefahr und die Nähe der großen Benzinmengen; sie wäre baupolizeilich nicht genehmigt worden. Die Fernheizung ermöglicht es zugleich, die Motoren schon vor Beginn des Versuches mit warmem Kühlwasser zu versorgen und so die Arbeiten zu beschleunigen.

Das alles mußte innerhalb weniger Monate entstehen. Die Anstalt hat den zahlreichen Firmen, welche bei dem Bau mitgewirkt haben, für besonders rasche Lieferungen und vielfach ungewöhnlich weitgehendes Entgegenkommen zu danken. Erwähnt sei in dieser Hinsicht besonders die Mitwirkung der Allgemeinen Elektrizitäts-Gesellschaft, welche das große Umformerwerk in überraschend kurzer Zeit leihweise zu liefern vermochte. Endgültig würde der erwähnte Riemenbetrieb dreier Dynamos durch einen großen Motor natürlich unzweckmäßig sein.

Seitens der Versuchsanstalt haben beim Entwurf und Bau der Anlage vor allem die Herren Dipl.-Ing. Seppeler und Steinitz zum Teil aufopfernd mitgewirkt.

Der Harlan-Eindecker Militärtyp 1913.

(Mit Tafel XV und XVI.)

Der neue Harlan-Eindecker, dessen Konstruktionszeichnung wir heute nebst einigen Abbildungen bringen, ist einer der erfolgreichsten deutschen Flugzeugtypen. Bei genauer Durchsicht der Konstruktionszeichnungen erkennt man, daß die Harlanwerke nicht bereits bekannte Konstruktionen nachahmten, sondern meist zweckmäßige eigene Ideen verwandten. Dieser Flugzeugtyp kann daher als deutsche Konstruktion bezeichnet werden. Der Harlan-Eindecker wurde von Anfang an unter dem Gesichtspunkte der Verwendung für militärische Zwecke konstruiert, als schnelles, zuverlässiges Flugzeug mit großem Tragvermögen.

Ein wesentlicher Vorzug des neuen Harlan-Militärtyps ist, daß alle wichtigeren Organe doppelt vorhanden sind, um die Gefahr für die Insassen zu vermindern. Bei der Konstruktion wird sehr viel Stahl verwandt und zwar nur hochwertiger Chromnickel-Spezialstahl. In dieser Hinsicht sind die Harlanwerke in der Flugzeugindustrie vorbildlich gewesen.

Der Körper oder das Boot wurde bei dem neuen Militärtyp gegenüber den älteren Harlantypen bedeutend verkürzt, um das Flugzeug für Eisenbahntransporte auf normale Eisenbahnwagen verladen zu können. Die bewährte Gitterkonstruktion wurde beibehalten. Durch die Verkürzung wurde es möglich, das Schwanzende des Apparates weit herunterzulassen. Dadurch wird der Anstellwinkel der Flügel nach dem Aufsetzen des Eindeckers auf den Boden ein sehr großer und die gegen die Tragflächen strömende Luft hemmt denselben ganz erheblich. Die Auslaufstrecke wird also verkürzt. Außerdem sind noch Bremsen angebracht, die das schnelle Halten unterstützen. Der Harlan-Eindecker ist infolgedessen einer der wenigen Flugzeuge, die trotz großer Geschwindigkeit eine vorzügliche Landungsfähigkeit besitzen. Es ist dies für militärische Zwecke von ganz besonders hoher Bedeutung.

Die vier Holme, welche den Körper bilden, werden aus bestem Oregon-Pine hergestellt und sind nach hinten verjüngt. Die vertikalen und horizontalen Querstreben bestehen aus Stahlrohr und stecken an den Knotenpunkten in autogen geschweißten Stahlhülsen, welche auf die Holme geschoben werden (Tafel XVI). Diese Stahlhülsen haben den großen Vorteil, daß die Zugbeanspruchungen nicht wie bei den sonst meist üblichen Bolzen in weitgehendstem Maße durch das Holz geleitet, sondern fast ganz von der Hülse aufgenommen werden. Das Holz wird also nicht in der Weise wie bei den sonst meist üblichen Bolzen geschwächt. An die Hülsen sind die Lappen für die Spanndrähte angeschweißt. Die Verspannung der einzelnen Felder erfolgt vertikal, horizontal und diagonal. Im Körper sind Führer- und Passagiersitz gut federnd eingesetzt. Um den Insassen eine größere Bequemlichkeit bzw. Schutz zu bieten, wie dies für lange strategische Aufklärungsflüge erforderlich ist, wurde eine geräumige Karosserie angebracht, welche dem Flugzeug geringen Stirnwindstand und damit die Möglichkeit verleiht, je nach Wunsch sowohl mit größerer als mit geringerer Geschwindigkeit zu fliegen.

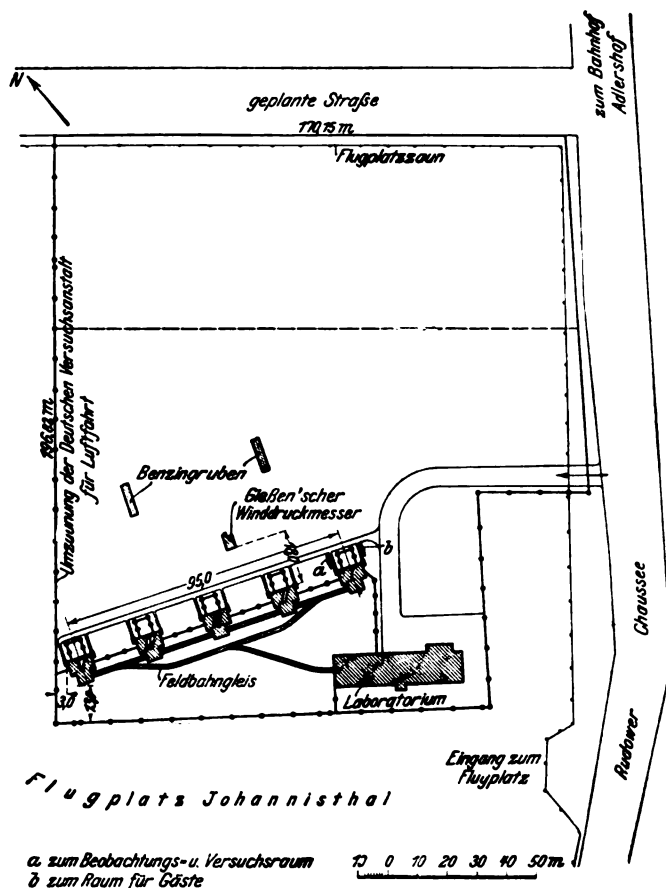
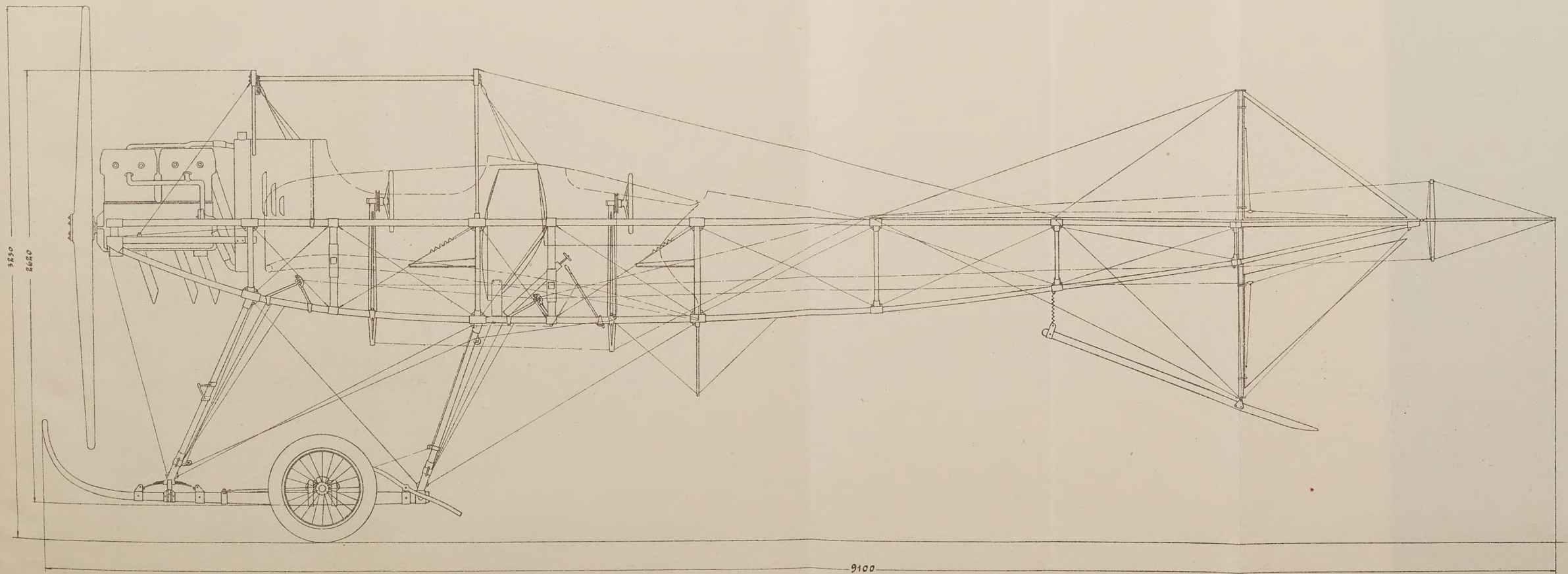
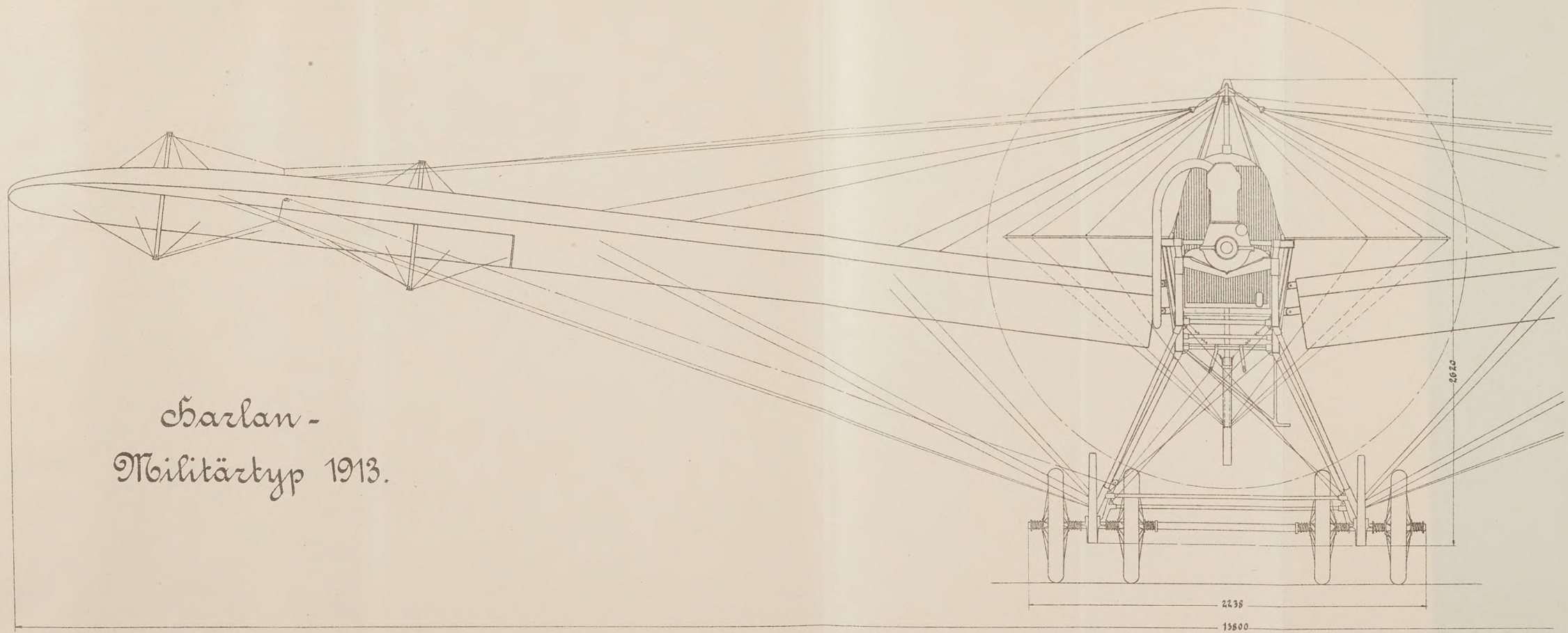


Fig. 15. Lageplan.

dynamo zu je etwa 50 KW und 220 Volt. Zwei von diesen werden in Reihe geschaltet und liefern die erforderlichen 100 KW bei 440 Volt. Die dritte Dynamo gibt Gleichstrom von 220 Volt zum Betriebe der Hilfselektromotoren.

Große Vorkehrungen bedingte ferner die Rücksicht auf das Personal, das während der kältesten Wintermonate tagelang in den vom Schraubenwind mächtig durchspülten Schuppen arbeiten und u. a. die siebenstündigen Dauerversuche aushalten sollen. Es mußte ein wenigstens etwas heizbarer Aufenthaltsraum unbedingt geschaffen werden. Dazu wird von der Niederdruckdampfheizung des Laboratoriums durch einen Wärmeaustauscher heißes Wasser geliefert, welches eine Pumpe durch Heizkörper treibt, welche unter dem Fußboden des kleinen, allseitig verschalteten Beobachtungsraumes liegen, in dem die hauptsächlichsten Meßinstrumente vereinigt sind, und von dem aus man durch Fenster den Motor beobachten kann. Eine Tür führt auf den unmittelbar davorliegenden Bedienungsstand. Andererseits führt eine Tür unmittelbar ins Freie. Unmittelbare Heizung der Schuppen verbot sich im Hinblick auf Feuers-

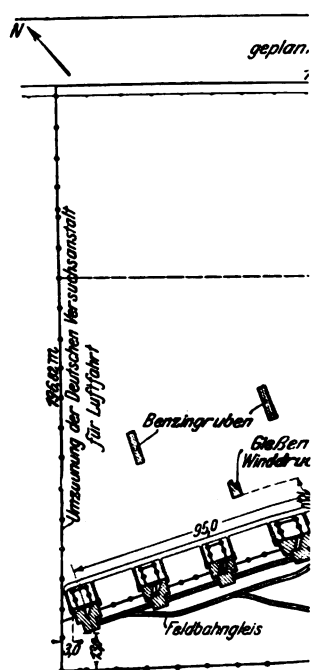
Charlan -
Militärtyp 1913.



sprechendem Aufbau, von einfacher Druckschrauben kann, die in jedem Schupp zwischen welche der Wager

Der Kontroll-Elektron reiche Umformeranlage, d gebracht ist, das auch im wurde. Die Bremsdynam erforderliche Leistung und Kilowatt Gleichstrom von

Die Berliner Elektrizi gespannten Drehstrom mi wo er in besonderem Raun Als solcher treibt er einen dieser arbeitet durch Rier



Flugplatz Johann.

a zum Beobachtungs- u. Versuchsraum
b zum Raum für Gäste

Fig.

dynamo zu je etwa 50 I werden in Reihe geschaltet 100 KW bei 440 Volt. I von 220 Volt zum Betrieb

Große Vorkehrungen auf das Personal, das w tagelang in den vom Sc Schuppen arbeiten und versuche aushalten solle heizbarer Aufenthaltsraum Dazu wird von der Ni ratoriums durch einen geliefert, welches eine welche unter dem Fußbo Beobachtungsraumes lie Meßinstrumente vereinigt Fenster den Motor beob den unmittelbar davor li seits führt eine Tür un Heizung der Schuppen

Charlan-
Militärtyp 1913.

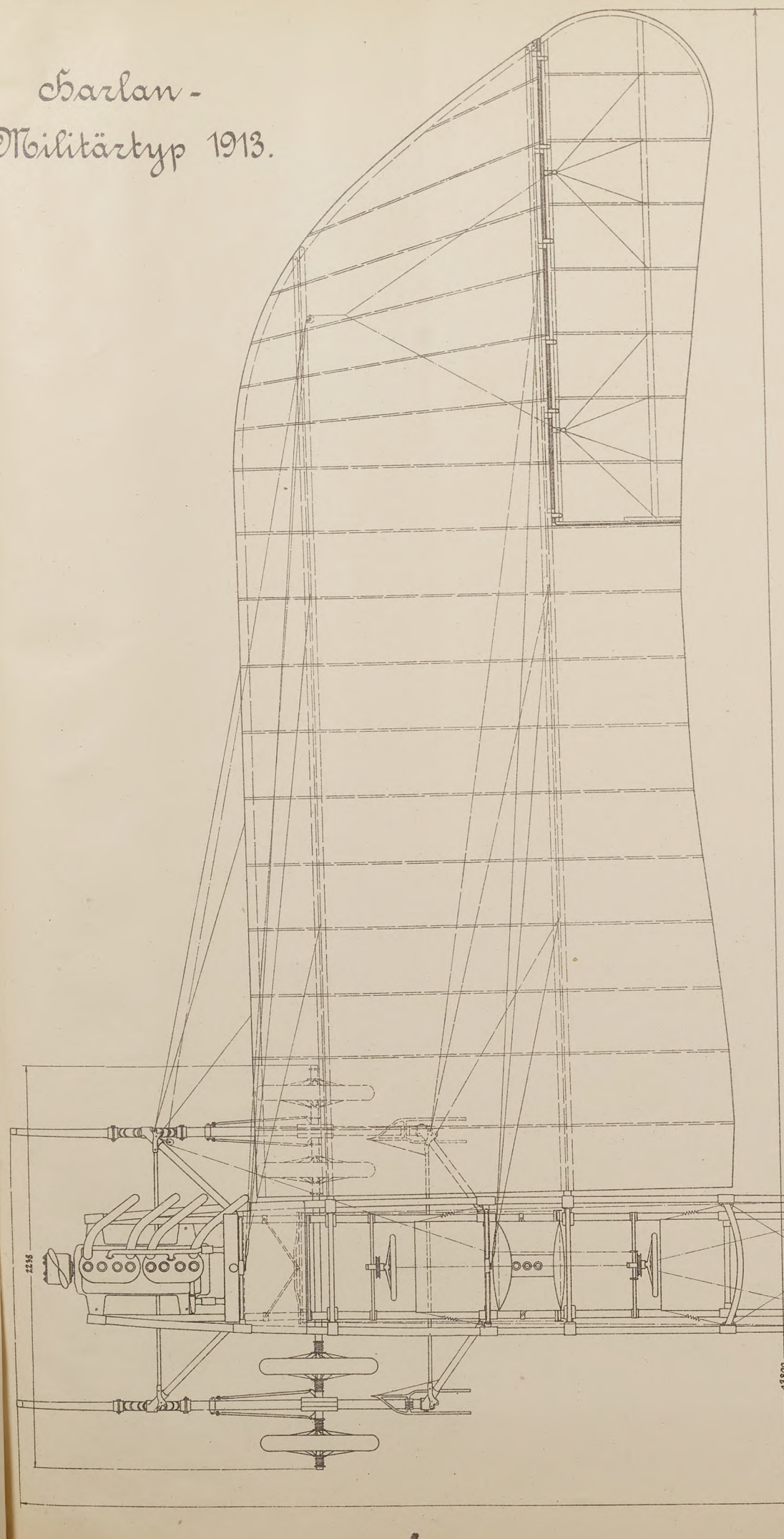


Fig. 1.

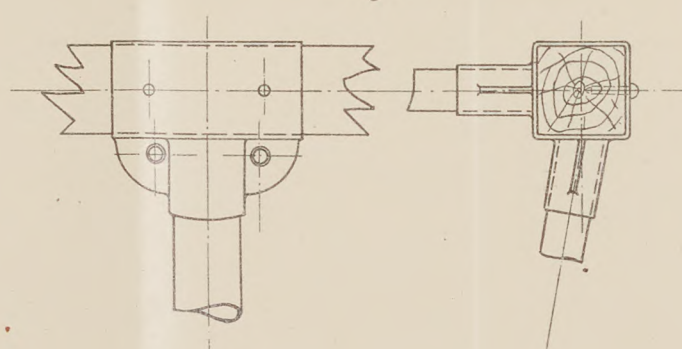
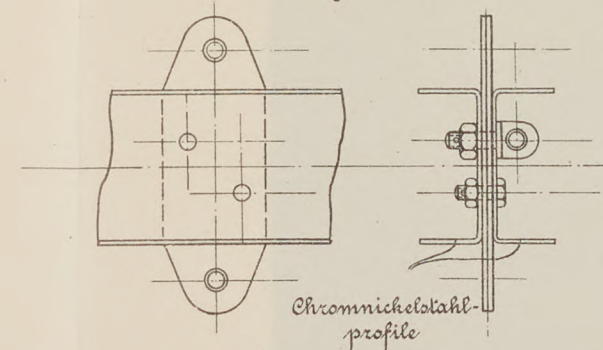
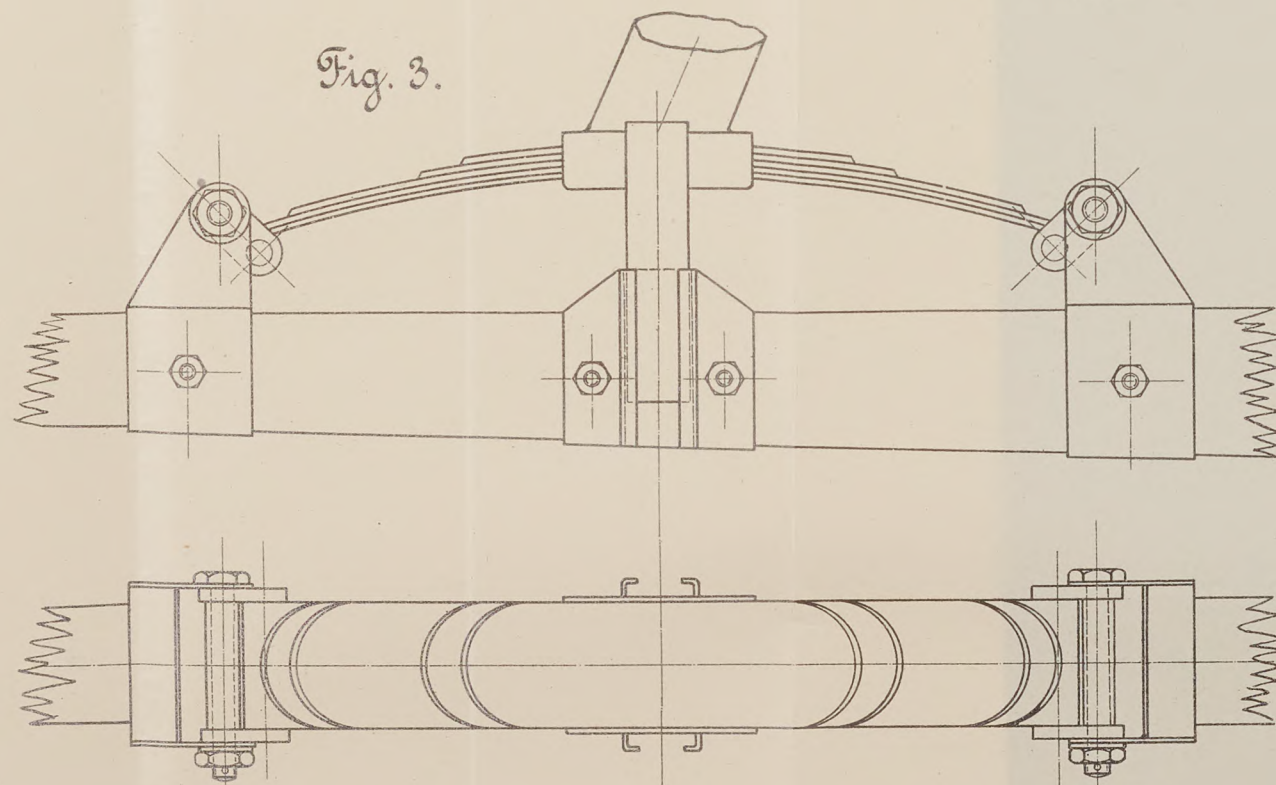


Fig. 2.



Chromnickelstahl-
profile

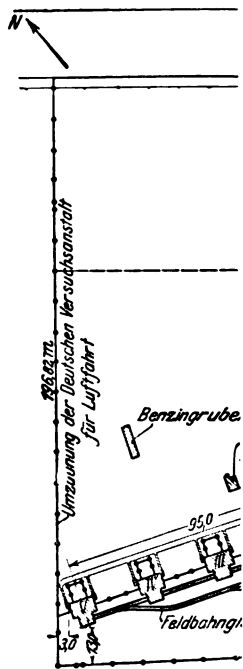
Fig. 3.



sprechendem Aufbau einfacher Druckschranken, die in jedem Zwischenraum zwischen den Versuchsanstalten

Der Kontroll-Elektroreiche Umformeranlage gebracht ist, das aus der Luft entnommen wurde. Die Bremsleistung der Anlage beträgt 10 Kilowatt Gleichstrom.

Die Berliner Elektroanordnung für gespannten Drehstrom, wo er in besonderem Maße zum Antrieb von Motoren als solcher treibt, er arbeitet durch



Flugplatz Jo.

a. zum Beobachtungs- u. Vers.
b. zum Raum für Gäste

dynamo zu je etwa 100 KW bei 440 Volt, welche in Reihe geschaltet sind, um die Spannung von 220 Volt zum Ende zu bringen.

Große Vorkehrungen sind getroffen, um den Aufenthalt des Personal, das tagelang in den Versuchsschuppen arbeiten muß, angenehm zu gestalten. Dazu wird von der Heizanlage des Observatoriums durch ein Rohr ein warmes Wasser geliefert, welches in einem Kessel unter dem Fußboden des Beobachtungsraumes durch Meßinstrumente verläuft. Durch ein Fenster den Motorraum unmittelbar daneben führt eine Türe, die die Heizung der Schuppen

Die Tragflächen oder Flügel besitzen eine den Habichtflügeln ähnliche Form und haben ca. 29 qm Flächeninhalt (Fig. 2). Die beiden Hauptholme bestehen aus je zwei nebeneinander gelagerten Chromnickelstahlprofilen (Tafel XVI) und besitzen eine sehr große, bisher wohl unerreichte Festigkeit. Die daran befindlichen Verspannungslaschen sind doppelt und werden von doppelten Bolzen gehalten. Die Drähte, die die Flügel an dem Fahrgestell befestigen, sind ebenfalls doppelt und hängen an doppelten Laschen, die wieder mit doppelten Bolzen befestigt sind. Jeder einzelne Teil ist aber trotz seiner doppelten Ausführung mit mehrfacher Sicherheit berechnet. Neben der außerordentlich hohen automatischen Stabilität des Harlan-Eindeckers ist es wohl dem vorgeschilderten Umstände zu verdanken, daß trotz tausenden von Flügen kein Flieger mit diesem Flugzeug tödlich verunglückt ist.

Bei einem derart solid gebauten Flügel ist eine Verwindung desselben nicht mehr möglich. Für die Quersteuerung sind daher am hinteren Ende der Flügel Klappen angebracht. Da jedoch, wie schon erwähnt, die Tragflächen mit starker V-Form tief am Körper befestigt sind, ist die automatische Stabilität sehr groß und eine Betätigung der Quersteuerungsklappen ist nur in den seltensten Fällen nötig. Der durch die Verspannung in den Hauptholmen auftretende Axialdruck wird durch eine starke Stahlkonstruktion im Bootskörper aufgenommen und ein Zusammendrücken des Körpers kann daher auch bei stärkster Beanspruchung nicht eintreten.

Die Flügel werden wie alle Flächen mit bestem Stoff doppelseitig bespannt und erhalten dann einen mehrfachen Emailanstrich, wodurch der Stoff noch mehr gestrafft und geglättet wird. Dieser Anstrich macht ihn außerdem gegen Witterungseinflüsse unempfindlich.

Neben der oben erwähnten Körperkonstruktion ist es der günstigen Flächenbelastung, die ca. 25 kg pro qm beträgt, zu verdanken, daß die Fluggeschwindigkeit in weiten Grenzen veränderlich ist, es ist demnach nicht nötig, ständig die große Geschwindigkeit beizubehalten, um das Flugzeug in der Luft halten zu können, vielmehr kann durch Abdrosseln des Motors die Geschwindigkeit erheblich herabgemindert werden. Dieser bedeutende Vorteil kommt einesteils der Beobachtung zugute, andernteils aber wird der Motor geschont und versagt nicht so leicht, als wenn er, wie dies bei den meisten Flugzeugen der Fall ist, dauernd mit voller Leistung bei hoher Tourenzahl beansprucht wird.

Das Fahrgestell hat ebenfalls gegenüber dem alten Harlantyp verschiedene Änderungen erfahren. Die mit Stahlband armierten, aus bestem Eschenholz verleimten Kufen haben sich sehr gut bewährt und sind beibehalten. Sie tragen in einer starken Gummifederung eine durchlaufende Achse aus Chromnickelstahl, welche auf jeder Seite ein gegen seitliche Stöße abgefedertes Räderpaar trägt. Die vier schräg nach vorn gerichteten Stützen des Anlaufgestells bestehen ebenfalls aus Chromnickelstahlrohr und sind den stärksten Beanspruchungen gewachsen. Auf die vorderen Stützen wird der Druck oder Stoß beim Landen durch eine Blattfederung elastisch übertragen (Fig. 1 und Tafel XVI).

Alle Steuerflächen sind verhältnismäßig sehr groß gehalten, so daß schon ein geringer Ausschlag genügt, um die gewünschte Wirkung zu erzielen und ebenso auch eine sichere

Wirkung bei geringer Fluggeschwindigkeit. Das Höhensteuer besteht aus einer ca. 2 qm großen Fläche und ist mit sechs Stahlbandscharnieren an der horizontalen Stabilisierungsfläche befestigt, welche, um einen ruhigen Flug zu erhalten, ebenfalls sehr groß gehalten ist. Das Höhensteuer wird von zwei Hebeln aus mit je acht Stahldrähten verspannt. Die Steuerdrähte sind an diesen Hebeln wieder doppelt ausgeführt und befestigt.

Das Seitensteuer ist geteilt und haben beide Teile zusammen ca. 0,7 qm Fläche. Sie tragen ähnliche Verspannungs-



Fig. 1. Harlan-Eindecker von vorn gesehen.

hebel wie das Höhensteuer, und auch die Steuerdrähte sind doppelt vorhanden und in derselben Weise befestigt.

Die Steuer- und Stabilisierungsflächen bestehen aus einem aus Spezialhölzern hergestellten und gut versteiften Holzrahmen, welcher, nachdem er gegen Witterungseinflüsse etc. gut imprägniert ist, mit bestem Aeroplanstoff bespannt wird. Alle Steuerdrähte bzw. Seile werden über Rollen geführt, die in Führungen genau eingepaßt sind, so daß ein Festklemmen des Drahtes oder Seiles unmöglich ist. Die Reibung wird hierdurch auf ein Minimum beschränkt, die Betätigung der Steuer erfolgt daher leicht.

Die Steuermechanismen entsprechen den von der preussischen Heeresverwaltung aufgestellten Vorschriften und die erforderlichen Bewegungen entsprechen durchaus dem menschlichen Instinkt.

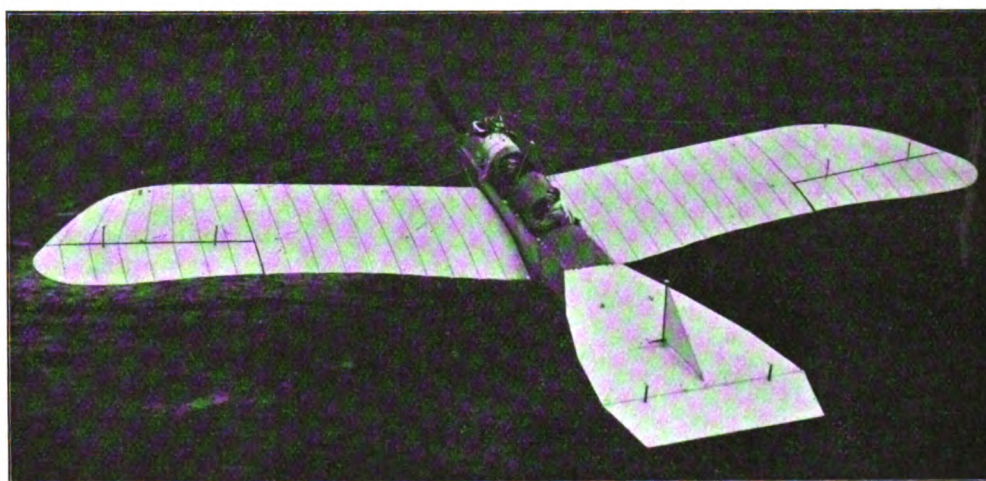


Fig. 2. Harlan-Eindecker von oben gesehen.

Die Flugzeuge werden auf Wunsch mit zwei Steuerungen versehen. Zwischen diesen beiden Steuerungen wird auf Bestellung eine Kuppelung eingebaut, durch welche dem Führer gestattet ist, die zweite Steuerung durch einen Hebeldruck nach Belieben ein- oder auszuschalten.

M o t o r. Der Harlan-Eindecker wird meistens mit einem 100 PS Argus-Motor ausgerüstet. Der Motor ist auf einer außerordentlich solid konstruierten Motorbrücke aufgesetzt und mit starken Bolzen befestigt. Direkt hinter dem Motor liegt der Kühler, welcher ebenso wie das anschließende kombinierte Benzin- und Ölgefäß, der Karosserieform angepaßt ist.

Dieses obere Benzingeräß speist den Vergaser und erhält ständig Zufluß aus einem großen, hinter dem Passagiersitz liegenden Reservegefäß, welches durch die Auspuffgase unter Druck gesetzt wird. Ein Reduzierventil und ein Druckablaßhahn ermöglichen eine genaue Regelung der Benzinzufuhr. Ein Manometer zeigt den vorhandenen Druck, und Flüssigkeitsanzeiger zeigen den Stand der Betriebsstoffe an. Für den Fall einer Betriebsstörung in der Auspuffdruckleitung ist das Hauptgefäß noch zur Sicherheit mit einer Handluftpumpe versehen.

Neuerdings wurden auf Grund der großen Tragfähigkeit mehrere Harlan-Flugzeuge, die im Balkankrieg Verwendung finden, mit einer Wurfvorrichtung für Bomben schweren Kalibers geliefert. Solche Apparate werden mit einer Zielvorrichtung versehen, an der durch Verstellungen sowohl die Bewegungen des Flugzeuges, die Geschwindigkeit des Windes wie die Flughöhe an Hand einer Tabelle ausgeschaltet werden können.

Der Harlan-Eindecker hat sich bei allen Wettbewerben und im Dienst als ein außerordentlich stabiles, schnelles und tragfähiges Flugzeug bewährt und viele Preise wurden auf Harlan-Eindeckern erworben (in den letzten 1½ Jahren 17 erste Preise sowie 31 Ehrenpreise und andere Auszeichnungen). Dieses deutsche Flugzeug hat sich bei Flügen über tausende von Kilometern bei in- und ausländischen Heeresverwaltungen bewährt, auch bei ungünstigstem Wetter. Speziell seine große Tragfähigkeit hat dieser deutsche Eindecker bei der Aufstellung der Dauer-Weltrekorde mit 3, 4 und 5 Insassen bewiesen.

A. V.

Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique (26. Oktober bis 10. November 1912).

Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. (Fortsetzung aus Heft 21.)

B. Flugzeuge.

Im folgenden sollen nun die wichtigsten und interessantesten unter den ausgestellten Flugzeugen im einzelnen beschrieben werden.

Blériot.

Auf dem Stande von Blériot sieht man zunächst einen Eindecker der gewöhnlichen Blériot-Bauart, der als Typ 11², Militäire Tandem-Biplane bezeichnet wird. Von den bekannten älteren Konstruktionen Blériots unterscheidet sich dieses Flugzeug nur in einigen Einzelheiten. Der wichtigste Unterschied besteht darin, daß der Sitz für den Fluggast

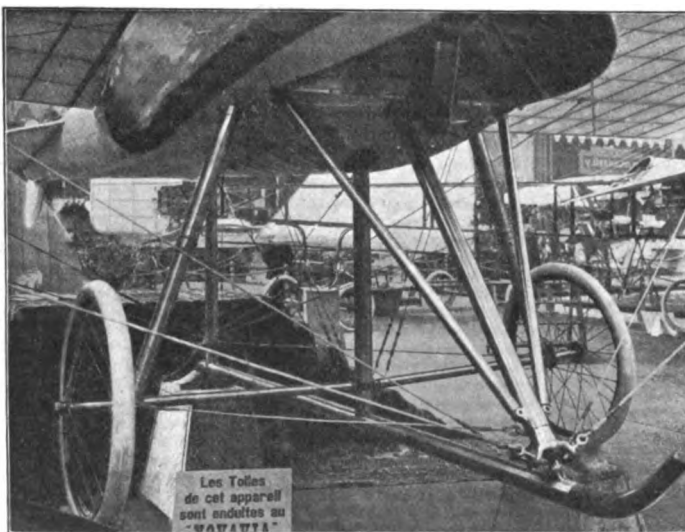


Fig. 8. Gepanzerter Militär-Zweisitzer von Blériot.

nicht wie sonst vor, sondern hinter dem des Führers ist, und zwar sehr weit hinten, so daß der Passagier eine sehr gute freie Aussicht — und, wie schon erwähnt, Ausschuß für sein Maschinengewehr — hat. Dafür liegt allerdings dieser Sitz so weit hinter dem Schwerpunkt, daß eine Benutzung des Flugzeuges ohne Fluggast ganz unmöglich sein dürfte. Vor dem Passagiersitz

befindet sich der aus Kupferblech gefertigte Haupt-Benzintank, vor dem Sitz des Führers ein hochliegender Hilfsbenzintank und Öltank, beide mit Schaugläsern. Die Enden der vorderen Flügelholme sind in Stahlrohre gesteckt, während die hinteren Holme um (etwas dünn gehaltene) Bolzen drehbar sind, so daß sie sich bei der Verwindung im ganzen verdrehen können. Der untere Spannbock ist etwas vereinfacht, er besteht nur aus zwei (statt vier) Stützen und ist nach vorn und

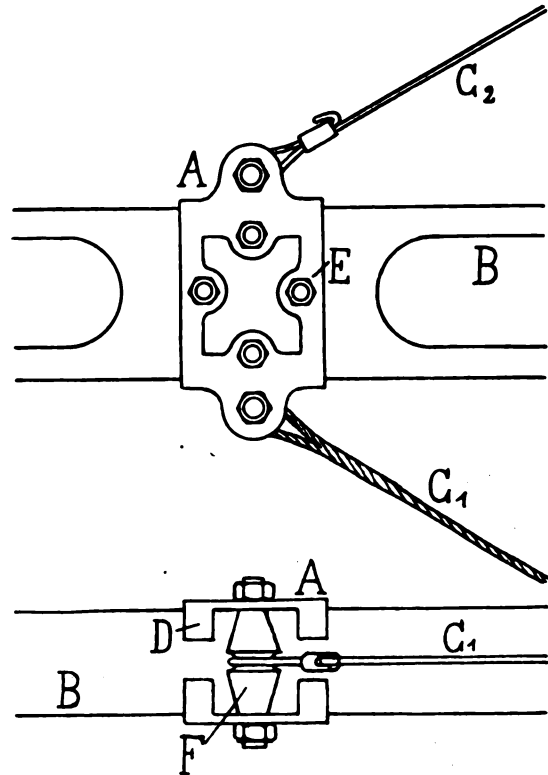


Fig. 9. Blériot-Verspannung.

hinten verspannt. Die an ihm sitzenden Verwindungsrollen werden durch gekreuzte Drahtzüge bewegt. — Am Fahrgestell ist neu die Verstärkung der flachen Holztraverse, die die beiden Gestelle unten miteinander verbindet, durch ein der ganzen Länge nach um ihren Rand gelegtes, in eine Nut versenktes Drahtseil. Ferner ist die sonst vorhandene Schwanzkufe aus zwei sich kreuzenden Bambusstäben durch eine kräftige Hebelkufe ersetzt, die durch Gummischnüre und Stahlfedern abgefedert ist.

Wesentlich abweichend von den normalen Blériot-Flugzeugen ist der gepanzerter Militär-Zweisitzer, Typ 36. Bei diesem hat der Rumpf ovalen Querschnitt und ist vorn mit einer Panzerung aus Stahlblech bekleidet, während der übrige Teil des Rumpfes mit Holzfurnier bedeckt ist. Das ganz aus Stahl gefertigte Fahrgestell dieser Maschine ist dem von REP nachgebildet (Fig. 8). Die Mittelkufe aus Stahlrohr wird durch drei gleichfalls aus Stahlrohr bestehende Stützen gehalten. Die auf drehbaren Achsstummeln sitzenden beiden Räder sind durch kombinierte Öl- und Luftdruckbremsen abgefedert. Der Gnome-Motor ist oben durch eine an den Rumpf anschließende Haube bedeckt, während die untere Hälfte frei liegt. Die vom Fahrgestell ausgehenden Flügelspannungen (zwei pro Holm) bestehen aus Drahtseil (Litzenseil); die Enden desselben sind in Ringbolzen eingespleißt, durch die die Nachstellung bewirkt wird, so daß besondere Spanner nicht erforderlich sind.

An dem im 1. Stock unter den Militärflugzeugen ausgestellten Blériot-Eindecker mit abgenommener Flügelbespannung sieht man deutlich die Konstruktion der Blériotflügel. Als Neuerung wären zu erwähnen die Korkzwischenlagen zwischen Ober- und Untergut der Zwischenholme, die die Elastizität des Flügels erhöhen; Korkzwischenlagen in den Spieren wurden schon vor zwei Jahren von Audineau angewendet. Die Verspannungen C_1 , C_2 (Fig. 9) greifen an Doppelschellen A aus Stahlblech an, die an den Holmen B (außer

durch die an den umgebogenen Vorsprüngen *D*, Fig. 9) entstehende Reibung nur durch vier sehr schwache Bolzen *E* festgehalten werden. Auch das Bronzequerstück *F* dürfte sehr stark belastet sein.

Deperdussin.

Am Stande von Deperdussin erregt natürlich das meiste Interesse der berühmte »Monocoque«, mit dem Védries den Gordon-Bennet-Preis gewonnen und die größte bisher offiziell gemessene Geschwindigkeit von 170,77 km-Std. erreicht hat. Das Charakteristikum dieses Eindeckers ist der aus einem Stück bestehende Rumpf von kreisförmigem Querschnitt. Derselbe wird aus Fournier von Tulpenbaumholz in drei Lagen hergestellt, wobei natürlich die Faserrichtungen sich kreuzen; beim Zusammenleimen wird dabei die Form durch eingelegte zerlegbare Leisten aufrecht erhalten. Auf die fertige Schale wird dann noch außen und innen eine Lage Leinwand geklebt und mit Emaillit imprägniert, um die Festigkeit zu erhöhen



Fig. 10. Eindecker von REP.

und zugleich den Leim gegen Witterungseinflüsse zu schützen. Der Führersitz ist ziemlich weit hinten gelegen und bei dem Charakter des Flugzeugs als Rennapparat natürlich so tief gelegt, daß nur der Kopf des Führers aus dem Rumpf herausragt. Die Flügel sind am Rumpf schmaler als außen, wodurch die Aussicht vom Führersitz aus verbessert wird. Sehr schön ist die Einkapselung des Motors durchgeführt; der 140 PS-Gnome ist ganz von einer runden Blechhaube umgeben, die vorn eine große Öffnung besitzt. Der größte Teil derselben wird durch eine auf die Schraubennabe aufmontierte Halbkugel aus Blech ausgefüllt, so daß nur außen ein ringförmiger Zwischenraum bleibt, durch den die Luft zum Motor gelangt und zwar nur dorthin, wo sie gebraucht wird, an die Zylinder. Durch zahlreiche unten und seitlich im Verkleidungsblech angebrachte Löcher kann die verbrauchte Kühlluft abfließen. Das Fahrgestell ist äußerst einfach und dabei kräftig, es ist ganz ähnlich wie das des »Mars«-Zweideckers der Deutschen Flugzeugwerke auf der »ALA« — eine Bauart, die — wie schon bemerkt — sich in verschiedenen Abänderungen vielfach wieder-

findet. Die Federung geschieht durch umgelegte Gummischnüre, die die Gummiringe auch sonst vielfach verdrängt haben, weil bei ihnen infolge der Umspinnung ein Einreißen nicht so leicht vorkommen kann. Die Räder sind natürlich mit Blech verkleidet; wie groß der dadurch erzielbare Vorteil sein kann, geht daraus hervor, daß vor kurzem bei einem mit ca. 140 km-Std. fliegenden Eindecker der Arbeitsverbrauch für nicht verkleidete Räder zu mehr als 20 PS bestimmt wurde.

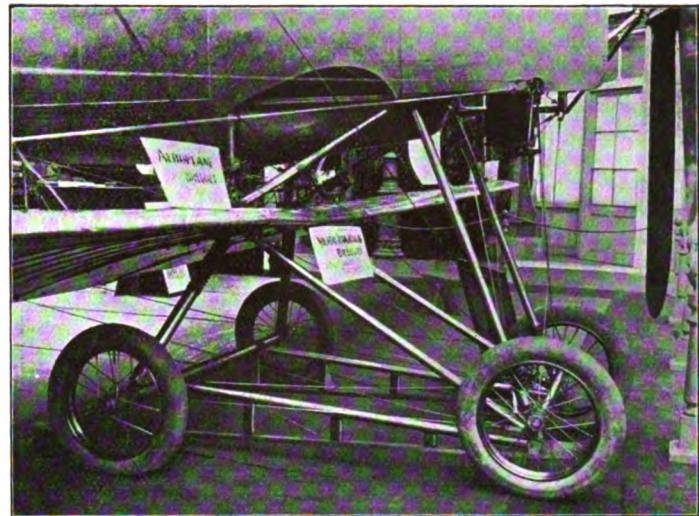


Fig. 11. Fahrgestell des französischen Bréguet-Zweideckers.

An dem zweiten ausgestellten Deperdussin-Eindecker, der seinem Bau nach etwa in der Mitte zwischen den älteren Typen (von denen er die Flügel- und Schwanzform besitzt) und dem »Monocoque« (von dem Körper und Fahrgestell entlehnt sind) steht, interessiert besonders die Anwendung eines neuen, der Firma Deperdussin geschützten Bspannstoffes. Es ist ein besonders hergestellter Leinenstoff, in den in Abständen von ca. 15 cm verstärkte Streifen eingewebt sind, und zwar in Kette und Schuß, so daß lauter kleine Quadrate

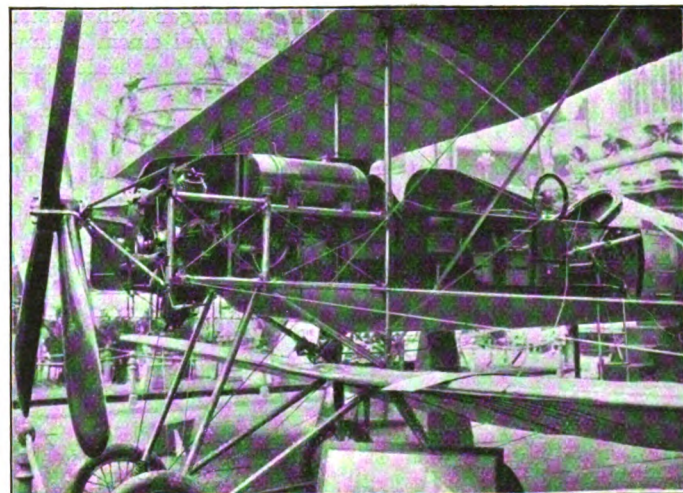


Fig. 12. Vorderteil des französischen Bréguet-Zweideckers.

entstehen. Der Zweck dieser Neuerung soll darin liegen, daß das Weiterreißen bei Verletzungen verhindert wird.

Bréguet-REP.

Die beiden Firmen Louis Bréguet und Robert Esnault-Pelterie (REP.), die sich bekanntlich vor kurzem vereinigt haben, hatten auf der Ausstellung auf drei Ständen im Erdgeschoß und in der Militärabteilung zusammen nicht weniger als neun Flugzeuge ausgestellt, vier Eindecker und zwei Zweidecker.

Die Eindecker von REP. (Fig. 10) zeigen gegenüber dem Vorjahre nur geringe Veränderungen. Wie schon bei einigen im letzten Jahre gebauten Maschinen ist die Mittelkufe fortgelassen. Die Flügel enthalten zwei Holme aus Eschenholz von I-Profil, die Hauptspanten sind hohl, die Nebenspanten I-förmig. Der Stoff wird durch Verschnürung aufgespannt und dann imprägniert. Jeder Holm wird durch drei Drahtseilverspannungen gehalten, von denen die äußerste noch dazu doppelt ist. Im Gegensatz zu so vielen anderen — auch deutschen — Eindeckern ist hier wirklich für ausreichende Sicher-

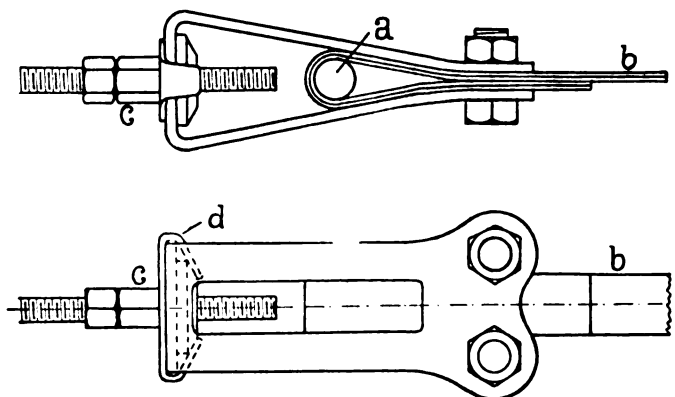


Fig. 13. Stahlbandspanner von Bréguet.

heit gesorgt (wenn die Endverbindungen, bei denen das Seilende in einen Konus geklemmt wird, absolut sicher sind), und die mit dem REP.-Eindecker erzielten Ergebnisse beweisen, daß das ohne zu große Beeinträchtigung der Geschwindigkeit möglich ist.

Auf einem zweiten Stand ist der Wasser-Eindecker von REP. ausgestellt. Dieses Flugzeug (Zeichnung und Bild s. diese Zeitschr. Heft 18, Taf. XIII) unterscheidet sich von den normalen REP.-Eindeckern nur recht wenig. Durch die geringere Geschwindigkeit im Wasser und die größere Tragkraft, die zum Abfliegen vom Wasser notwendig ist, ergab sich eine Vergrößerung der Tragfläche von 16 auf 20 qm. Im Gegensatz zu der Mehrzahl der französischen Wasserflugzeuge besitzt der von REP. außer einem kleinen Hilfsschwimmer unter den Schwanzflächen nur einen einzigen Schwimmer von Fabre von 2 m Breite, 2,30 m Länge und einem Rauminhalt von 2 cbm. Auch das Fahrgestell unterscheidet sich

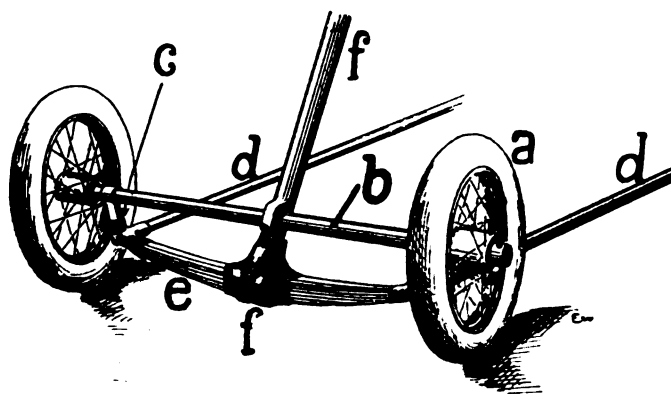


Fig. 14. Fahrgestell des englischen Bréguet-Zweideckers.

bis auf die fehlenden Räder nur sehr wenig von dem des Land-Eindeckers. Auch die Federung ist beibehalten, und in dieser Hinsicht unterscheidet sich die Maschine von allen anderen Wasserflugzeugen, die sämtlich ungefederte Schwimmer besitzen. Das Flugzeug hat bekanntlich in Tamise und St. Malo sehr gute Erfolge errungen und eine Geschwindigkeit von 110 km-Std. mit 80 PS erreicht.

An dem zweiseitigen Bréguet-Militär-Zweidecker fällt vor allem das stark veränderte Fahrgestell auf (Fig. 11). An Stelle des früher vorhandenen einen Vorderrades sind jetzt zwei vor-

handen, die aber nur bei starken Landungsstößen den Boden berühren und das Überkippen verhindern sollen. Die Hinterräder sitzen wie früher auf einer gemeinsamen Achse, die durch eine Ölluftbremse und Stahlfedern abgedefert ist. Die Vorderräder sind mit ihnen durch zwei starke Gitterträger verbunden, die aus einem Untergurt aus Holz, der als Kufe dient, und einem Obergurt aus Stahlrohr bestehen. Durch Querstützen aus ovalem Stahlrohr und Diagonal-Drahtverspannungen sind die beiden Gurtungen zu einem richtigen Fachwerkbalken vereinigt, so daß die Verbindung zwischen Vorder- und Hinterrädern außerordentlich fest ist. Der Vorderteil dieser Balken ist außerdem durch Stahlrohre gegen die Flügel und den Rumpf abgestützt, und auf den letzteren beiden Stützen kann die durch Spiralfedern abgedeferte Vorderachse auf und ab gleiten. Das neue Fahrgestell ist trotz seiner vier Räder eher einfacher als das alte, macht nicht den etwas gekünstelten Eindruck wie dieses und ist ihm auch in bezug auf Festigkeit zweifellos überlegen.

Sehr sorgfältig ist, wie immer bei Bréguet, die Konstruktion und Befestigung der Flügel ausgeführt. Die Anzahl der Stiele, die früher meist zwei pro Flügel betrug, ist auf drei erhöht

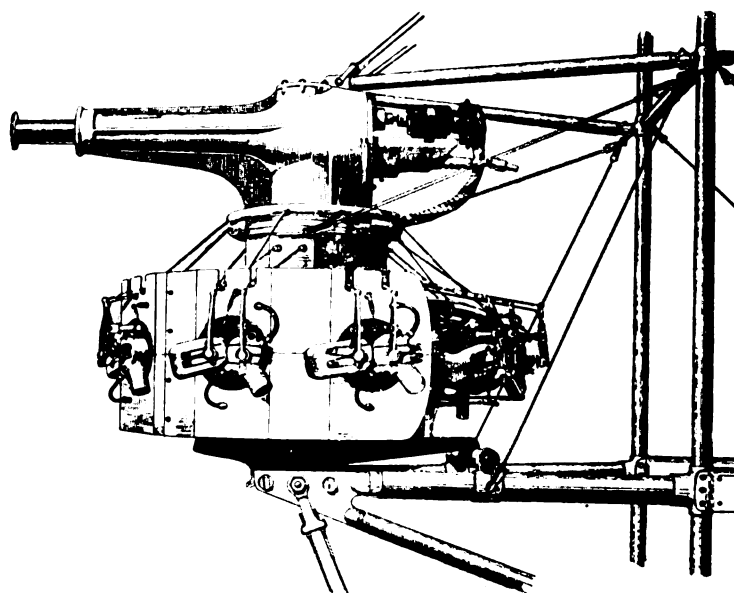


Fig. 15. Einbau des 115 PS-Salmson-Motors in den englischen Bréguet-Zweidecker.

worden, die beiden inneren sind mit dem Bootskelett direkt verbunden. Zur Verspannung sind für die nach den Flügelenden ansteigenden Diagonalen, die beim Fluge auf Zug beansprucht sind, flache Stahlbänder verwendet, für die nach außen absteigenden, im normalen Fluge nicht beanspruchten dagegen Drähte, die in dem dem Rumpf nähergelegenen Felde verdoppelt sind. Außerdem sind die Enden der Stiele kräftig nach vorn verspannt, und zwar die am unteren Tragdeck zum Vorderteil des Rumpfes, die vom oberen dagegen zum Vorderende des Fahrgestelles, und zwar gekreuzt, die Seile vom linken Flügel zur rechten Seite des Fahrgestelles und umgekehrt. Diese Verspannungen bestehen ebenso wie die Gegenverspannungen der Stiele zum Schwanzende aus Drahtseilen. Recht interessant und mannigfaltiger Art sind die Spanner und Endbefestigungen aller dieser Seile, Bänder und Drähte. Die bei den Bändern angewandte Endverbindung zeigt Fig. 13; das Festhalten des Bandes geschieht durch Klemmung, wobei sich das Klemmstück a umso fester anlegt, je größer der Zug auf das Band b wird. Ähnlich ist die Befestigung der zum Verspannen des Rumpfes benutzten Drähte, bei der das Nachspannen durch das in den Draht selbst eingeschnittene Gewinde erfolgt. Diese Methode — die allerdings den Draht stark schwächt, aber doch kaum mehr als die sonst gebräuchlichen Methoden mit ihren scharfen Biegungen — hat den Vorteil, daß sie sich im Gegensatz zu allen anderen, wo der Draht zu einer Schlinge gebogen ist, unter Spannung nur sehr wenig streckt, so daß man nur selten nachzuspannen braucht und der Rumpf seine

Form gut beibehält. Interessant ist auch die Art der Sicherung durch auf die sechskantigen Nippel *c* passende und nachher umgebogene Bleche *d*.

Das Boot besteht in seinem vorderen Teile bis zu den Flügelholmen aus Stahlrohr, hat Rechteckquerschnitt und ist vorn zur Aufnahme des Gnôme-Motors verbreitert. Das nächste Stück des Rumpfes, das die Sitze für den Führer und Passagier enthält, besteht aus Holz mit einer unteren halbkreisförmigen Verkleidung aus Aluminiumblech. Hinter dem Führersitz ist nur ein in der Mitte des Rumpfes gelegenes starkes Stahlrohr vorhanden, das durch vier schräge Rohre gegen das

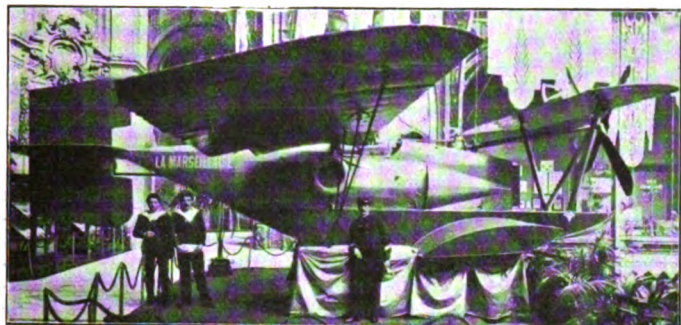


Fig. 16. Wasser-Eindecker »La Marseillaise« von Bréguet.

Vorderteil des Rumpfes abgestützt ist. In der Anordnung der Steuerflächen ist keine Veränderung gegen früher vorgekommen.

Der Motor ist ein 80 PS-Gnôme; er ist mit dem neuen Vergaser von REP. ausgestattet und treibt mit Zahnradübertragung einen vierflügeligen langsamlaufenden Propeller.

Ein zweiter in England gebauter Bréguet-Zweidecker wird von der englischen Bréguet Aeroplanes Cy Ltd. vorgeführt. Er unterscheidet sich in einigen Punkten von seinem französischen Vorbild. Das Fahrgestell (Fig. 5, S. 278 und Fig. 14) ist gleichfalls vierräderig, erinnert aber in seiner ganzen Anordnung mehr an das alte Bréguet-Fahrgestell mit drei Rädern. Die beiden Vorderräder *a*, deren Spurweite geringer ist als beim französischen Apparat, haben eine gemeinsame Achse *b*, an der in zwei kurzen, unten in Universalgelenken endigenden Stangen *c* die Rohre *d* des Fahrgestells aufgehängt sind. Die diese beiden Rohre verbindende querliegende Blattfeder *e* trägt in der Mitte die Stütze *f*, auf der der Vorderteil des Rumpfes aufruhrt. Durch diese Art der Unterstützung soll das Neigen zur Seite und Abweichen aus der Richtung bei einseitigen Hindernissen verringert werden. Die Vorderräder sind lenkbar und mit dem Seitensteuer gekuppelt, so daß durch sie das Flugzeug beim Rollen gesteuert werden kann. Zu erwähnen wäre noch, daß die englischen Bréguet-Flugzeuge mit zwei neben den Hinterrädern angeordneten Bodenbremsen ausgerüstet sind.

An den Flügeln fällt auf, daß die zur elastischen Verbindung der Rippen mit dem Stahlrohrholm dienenden Stahlfedern aus runden Stahlstäben gebildet sind, und daß zu beiden Seiten einer Rippe je zwei solche Federn vorhanden sind, die an zwei verschiedenen Stellen der Rippe befestigt sind.

Die Steuerung ist doppelt, und durch einen besonderen Hebel kann der Führer entweder seinen Steuerhebel oder den des Fluggastes (Schüler, Beobachter) ausschalten. Wie immer bei Bréguet sind alle drei Steuer am Handrad vereinigt; daneben ist aber noch ein Fußhebel für die Verwindung da, so daß es dem Führer freisteht, mit der Hand oder dem Fuß die Verwindung zu bedienen.

Zur Bekleidung der Flügelvorderkante und eines Teiles des Bootes ist ein »Durehide« genanntes Material verwendet; es ist nichts anderes als Rohhaut, die durch eine besondere Behandlung härter und wetterbeständiger gemacht ist. Das zuerst biegsame Material wird, sobald es in die gewünschte Form gebracht ist, durch eine weitere chemische Behandlung starr gemacht und kann dann gedreht, gehobelt und gefeilt werden; sogar Gewinde soll sich gut einschneiden lassen.

Zum Antrieb dient ein 115 PS-Neunzylindermotor von Salmson (System Canton-Unné) mit vertikaler Welle, der im unteren Teil des Rumpfes auf einer starken Grundplatte aus Stahl so eingebaut ist, daß nur die Zylinderköpfe aus dem Boot heraustreten (Fig. 15). Durch Kegelräder mit Untersezung wird der relativ hochliegende vierflügelige Propeller angetrieben. In einem um den Bug des Bootes herumlaufenden Rohr werden die Auspuffgase gesammelt und nach hinten geleitet, wodurch ein sehr geräuschloser Gang des Motors erreicht wird, ein Vorteil, der sehr hoch zu bewerten ist und der meist noch viel zu wenig beachtet wird. Auch eine Anlaßvorrichtung ist vorhanden, durch die der Motor mittels Zahnradübertragung vom Führersitz aus angedreht werden kann.

Ein sehr originelles und äußerst interessantes Flugzeug ist der »La Marseillaise« genannte neue Wasser-Eindecker von Bréguet. Es ist hier zum erstenmal wirklich der Versuch gemacht worden, ein Wasserflugzeug zu bauen, das im Wasser ein richtiges, wirklich seetüchtiges Boot ist. Dieser Forderung entspricht der stark gebaute Unterteil des Rumpfes, der als Gleitboot wirkt und an den seitlich noch zwei Hilfsschwimmer zum Zwecke besserer Seitenstabilität angesetzt sind, ferner das hohe Bord, das einen guten Schutz gegen Wellen und Sturzseen gewährt und der ganze kurze, gedrungene und äußerst kräftige Bau des Flugzeuges. Es besteht aus einer in der Mitte des Bootes liegenden Haupttragfläche, einer kleineren Vorderfläche, die gleichfalls unbeweglich ist und dem gewöhnlichen Bréguet-Steuerkreuz am Schwanzende. Die großen Flügel zeigen trotz der sehr bedeutenden Tiefe die gewöhnliche Bréguet-konstruktion mit einem einzigen durch drei doppelte Stahlbänder verspannten Stahlrohrholm und elastisch befestigten Rippen. Im Innern des Bootes befinden sich nebeneinander zwei Sitze, beide mit vollständiger Steuereinrichtung. Davor liegt der große Benzintank, der für einen Flug von 1000 km ausreichen soll und ganz vorne ist der horizontale 115 PS-Salmson-Motor eingebaut, der durch Kegelräder und eine lange Welle den ganz vorn befindlichen Propeller in Bewegung setzt. Der Oberteil des Bootes ist vorn durch den halbzylinderfö-

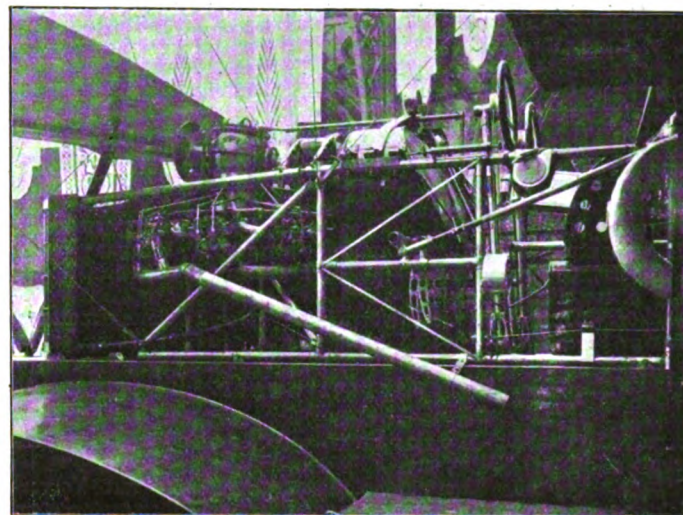


Fig. 17. Maschinenanlage des Wasser-Eindeckers »La Marseillaise« von Bréguet.

migen Kühler abgeschlossen. Wie beim englischen Bréguet-Zweidecker ist ein gemeinsames Rohr zur Ableitung der Auspuffgase und eine Andrehvorrichtung mit Handkurbel vorhanden. Infolge der sehr soliden Bauart ist allerdings das Gewicht des Flugzeuges recht hoch — 850 kg —, und ob es sich bewähren wird, kann erst die Zukunft lehren. Aber selbst wenn das nicht der Fall sein sollte, so ist es doch hoch anzurechnen, daß hier einmal ein Weg gezeigt wurde, auf dem es vielleicht möglich ist, zu einem wirklich seetüchtigen Wasserflugzeug zu gelangen.

(Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77h. S. 34 040. Ballonhülle aus Stoffbahnen mit mehreren Schichten, deren Kettenfäden teils längs, teils diagonal verlaufen. Siemens-Schuckert-Werke G. m. b. H., Berlin. A. 17. 6. 11. E. 28. 12. 12.

77h. H. 57 138. Propeller, insbesondere für Luftfahrzeuge. Jakob Haw und Arthur Sauer, Trier. A. 10. 8. 10. E. 31. 12. 12.

77h. K. 48 141. Flugzeug mit hintereinander liegenden Tragflächen, von denen die vordere einen höheren Flugwinkel einnimmt als die hintere. Edmund Kikut, Berlin, Klopstockstr. 54. A. 3. 6. 11. E. 31. 12. 12.

77h. L. 28 297. Wendeflügelrad für Luftfahrzeuge. Dr. Jakob Ludwig, Bonn, Meckenheimerstr. 45. A. 22. 6. 09. E. 31. 12. 12.

77h. St. 16 674. Im Rohr ruhender Fallschirm. Eduard Stenzel, Berlin, Schwedenstr. 11. A. 5. 10. 11. E. 31. 12. 12.

77h. C. 21 442. Luftschiffbauteile aus lamelliertem Holz mit Gewebezwischenlage. Eugène-Marie Charpentier, St. Servan, Frankr.; Vertr.: R. Brede und Dipl.-Ing. L. Hammersen, Pat.-Anwälte, Köln. A. 29. 12. 11. E. 4. 1. 13.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 31. 12. 10 anerkannt.

77h. E. 18 150. Versuchsanlage für Flugzeugmodelle, Propeller u. dgl. Alexandre Gustave Eiffel, Paris; Vertr.: A. du Bois-Reymond, M. Wagner, G. Lemke, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 11. A. 17. 6. 12. E. 11. 1. 13.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 28. 11. 11. anerkannt.

77h. G. 36 039. Abwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge. Alfred Gese, Bremen, Nordstr. 63. A. 7. 2. 12. E. 11. 1. 13.

77h. L. 32 573. Fahrbare Haltevorrichtung für Luftfahrzeuge. Albert Langensiepen, Elberfeld, Wülfingstr. 30. A. 17. 6. 11. E. 11. 1. 13.

77h. M. 41 629. Flugzeug mit Ausbiegungen in den hinteren Tragflächenteilen. Josef Miksch, Charlottenburg, Dancckelmannstr. 45. A. 22. 6. 10. E. 11. 1. 13.

77h. M. 44 446. Gerüststäbe aus Holz mit Metallüberzug für Luftfahrzeuge. Otto Thom. Mayer, Erolzheim, O.-A. Biberach, Würtbg. A. 6. 4. 10. E. 11. 1. 13.

77h. Z. 77 05. Starrer Luftschifftragkörper mit Einzelballonen und lösbarer Außenhülle. Albert Zollinger, Konstanz, Baden. A. 7. 2. 12. E. 11. 1. 13.

77h. R. 33 430. Fahrgestell für Flugzeuge. Rumpier Luftfahrzeugbau G. m. b. H., Berlin-Lichtenberg. A. 19. 6. 11. E. 14. 1. 13.

77h. U. 41 96. Luftschiff mit einem Traggerüst, dessen Verbindung mit dem Gastragkörper durch Seile oder andere unstarre Elemente bewirkt wird. Richard Ulrich Berlin, Pallasstr. 8/9. A. 18. 7. 10. E. 14. 1. 13.

77h. R. 31 557. Selbsttätiges unter Federwirkung stehendes Höhensteuer für Flugzeuge. Giulio Romagnoli, Bologna; Vertr.: L. Glaser, O. Hering und E. Peitz, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. A. 9. 9. 10. E. 18. 1. 13.

46c. H. 55 847. Kühlvorrichtung für Explosionsmotoren. Haegle & Zweigle, Eßlingen a. N. A. 2. 11. 11. E. 17. 12. 12.

Patenterteilungen.

46c. 253 862. Vergaserregelung, hauptsächlich für Luftfahrzeuge. Daimler-Motoren-Gesellschaft, Untertürkheim. 16. 6. 11. D. 25 325.

46a. 254 198. Zweitaktexplosionskraftmaschine mit Vorverdichtung der Luft im Kurbelgehäuse und mit vom Kolben gesteuertem Überströmkanal. Palous & Beuse, Neukölln b. Berlin. 17. 12. 10. P. 26 147.

46c. 253 894. Vorrichtung zur Erzeugung von Funken zum Anlassen von mehrzylindrigen Explosionsmotoren, bei denen für die Anlaßzündung und für die Betriebszündung getrennte Stromquellen vorgesehen sind, die einen gemeinsamen Kerzensatz speisen. Fa. Robert Bosch, Stuttgart. 28. 3. 11. B. 62 528.

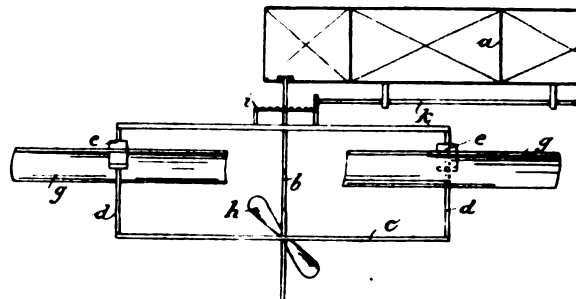
46a. 254 400. Explosionskraftmaschine mit zwei Gruppen von je drei sternförmig und in zwei parallelen Ebenen angeordneten Zylindern. Roger Pierre Felix Lemasson, Paris; Vertr.: Pat.-Anwälte Dr. R. Wirth, Dipl.-Ing. C. Weihe, Dr. H. Weil, Frankfurt a. M. 1, und W. Dame, Berlin SW. 68. A. 29. 4. 11. L. 32 283. E. 11. 1. 13.

Priorität aus der Anmeldung in Frankreich vom 15. 6. 10. anerkannt.

Auszüge aus den Patentschriften.

247 715. Propellerflügel für Schraubenflieger, die derart verstellbar sind, daß sie beim Antreiben durch besondere Vortriebs-

mittel in horizontaler Richtung als Tragflächen wirken. Otto Schmidt in Nordhausen. An dem Träger *a* ist die Welle *b* gelagert, welche z. B. durch Zahnkranz *i* und Welle *k* in Umdrehung versetzt wird. Der mit der Welle *b* fest verbundene Rahmen *c* dient als Träger der Flügel *g*, die mittels Muffen *e* um die Seitenstützen *d* des Rahmens rotieren können.



Zu Nr. 247 715.

Die Umstellung der Flügel erfolgt selbsttätig durch den Luftdruck bei Änderung der Fahrtrichtung von der Senkrechten zur Horizontalen und umgekehrt, indem die Schraubenflügel *g* in senkrechten Achsen *d*, welche sich vor dem Druckmittelpunkt befinden, freischwiegend aufgehängt sind, sobald aber die Welle *b* wieder in Drehung versetzt wird, stellen sich die Flügel wieder von selbst in die Schraubenlage ein.

Bücher-Besprechungen.

O. Sarrazin. **Verdeutschungs-Wörterbuch.** 4. Auflage. Berlin 1912. Wilhelm Ernst & Sohn. Geb. M. 6.

Die Bemühungen, Fremdwörter zu vermeiden, werden in hervorragender Weise durch dieses nun schon in 4. Auflage erscheinende Wörterbuch des rühmlichst bekannten Vorsitzenden des deutschen Sprachvereins unterstützt. Es sind jetzt auch die vom deutschen Luftschiffertage angenommenen Fachausdrücke des Luftverkehrs wesens im Buch enthalten. Niemand, dem es um die Reinheit seiner Muttersprache zu tun ist, solle versäumen, sich dieses Buch auf seinem Schreibtisch zu halten; er wird erstaunt sein, für wie viele Fremdwörter, für welche ihm nicht gleich ein passendes deutsches Wort einfällt, er sofort ein solches findet.

Dr. K. Schr.

P. Banet-Rinet et P. Leroux. **Le pilotage d'un aéroplan.** Paris 1912. Gauthier-Villars.

Die Verfasser geben in diesem kleinen Heftchen (135 Seiten) einen vollkommenen Lehrgang eines Fliegers.

Von den Eigenschaften, welche ein Flieger haben muß, wird namentlich seine persönliche Gleichung eingehend behandelt. Es sollen sich nur solche diesem Berufe widmen, bei denen sie recht kurz ist, die recht schnell auf jeden empfangenen Eindruck zu antworten imstande sind. Das ist auch bei der Wahl des Apparates zu beachten: Personen mit großer persönlicher Gleichung müssen träge Flugzeuge wählen, solche mit kurzer dürfen sich empfindlichen anvertrauen. Dann wird eine Reihe von Flugzeugen beschrieben, um nachher als Beispiele dienen zu können, und dann kommt der Hauptteil des Buches: die Lehrzeit, das Verhalten in der Luft, der Abflug und die Landung. Angehängt ist ein auch für Luftschiffer lesenswerter Abschnitt über Vorhersage des Wetters.

Das Heftchen ist ausgezeichnet klar und leicht verständlich geschrieben und muß jedem Flieger und namentlich Flugschüler, selbst wenn er von einem Flieger ausgebildet wird, auf das dringendste empfohlen werden. Daß naturgemäß französische Flugzeuge als Beispiele benutzt werden, schadet nichts, denn es ist leicht, die an diesen gewonnenen Lehren auf deutsche zu übertragen.

Dr. K. Schr.

Vorreiter & Boykow. **Volamekum, Handbuch für Luftfahrer.** München 1912. Lehmanns Verlag. 4 M.

Das kleine bequeme Bändchen (168 S., kleines Format) bringt in gedrängter Darstellung das, was jeder wissen muß, der den nicht ganz gefahrlosen Weg durch die Luft möglichst ungefährdet betreten will. Den Anfang macht der geschichtlichen Entwicklung entsprechend der Freiballon. Zuerst werden dessen, auch für die Luftschiffe gültigen wissenschaftlichen Grundlagen gegeben und dann die wichtigsten Bestimmungen der Fahrordnung des Deutschen Luftfahrerverbandes. Für Luftschiff- und Flugzeugführer wird neben der Höhensteuerung der Luftschiffe wesentlich die Führung über Land behandelt: nach Karten, durch terrestrische und durch astronomische Navigation. Den Schluß bilden eine Reihe von Sprachführern, mit deren Hilfe man sich bei Landungen im Auslande verständigen kann. Das Buch sollte keinem Luftfahrer fehlen.

Dr. K. Schr.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BULOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEHR	DR.-ING. H. FÖTTINGER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DARMSTADT	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR.-ING. F. BENDEMANN	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.	R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. R. EMDEN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	DR. FRITZ HUTH	DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DARMSTADT
DR. S. FINSTERWALDER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG		

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

14. Dezember 1912.

Heft 23.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bulowstraße 73. Telefon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Über die Festigkeit von Draht- und Kabelanschlüssen bei Flugzeugen. Von Robert Geell, Johannisthal. S. 297.
Spannschlösser und Kabelverbindung. Von Dr. Quittner und Vorreiter. S. 299.
Bemerkung zu dem Aufsatz von Baasus und Schmaus: „Zur Füllungs-temperatur des Freiballons (V)“. Von Fr. A. Willers. S. 299.

Der Nieuport-Eindecker. Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin und 's-Gravenhage. (Mit Tafel XVII). (Fortsetzung.) S. 300.
Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique (26. Oktober bis 10. November 1912). Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. (Fortsetzung aus Heft 22.) S. 303.
Patentschau. S. 307.
Erste Ordentliche Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik. S. 307.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Über die Festigkeit von Draht- und Kabelanschlüssen bei Flugzeugen.

Von Robert Geell, Johannisthal.

Die furchtbaren Unglücksfälle, die in letzter Zeit die Besten unserer in- und ausländischen Piloten hinweggerafft haben, sind zum großen Teile einer Ursache entsprungen, die heutzutage eigentlich vermieden werden könnte, nämlich dem Bruch der Tragflächen! Dieser aber ist fast in allen Fällen nicht durch den Bruch der Holme entstanden, sondern er war fast immer die Folge des Reißens von Verspannungen.

Unsere heutige Industrie liefert uns Spezialdrähte und Kabel für Flugzeuge, die ganz enormen Beanspruchungen gewachsen sind, aber eins ist mit der Entwicklung der Festigkeit dieser Verspannungen nicht Hand in Hand vorwärtsgeschritten, nämlich die Ausbildung der Draht- und Kabelanschlüsse!

Was hilft es, wenn die Haltedrähte einer Tragfläche eine Zerreißfestigkeit von mehreren Tausend Kilogramm haben, wenn man sich auf die Festigkeit ihrer Verbindung mit der Fläche und dem Rumpf nicht verlassen kann! Und wie viele Konstrukteure habe ich schon angetroffen, die ihre zehnfache Sicherheit (und diese leider meist von der statischen Last) einfach nach der Festigkeit ihrer Kabel selbst berechnen! Nach dieser Lage der Dinge war es mir sehr willkommen, im Auftrag von Herrn Prof. Dr.-Ing. Reißner und dank dem Entgegenkommen von Herrn Prof. Dr.-Ing. Röttscher im Laboratorium für mechanische Technologie der Techn. Hochschule in Aachen eine große Serie von Zerreißversuchen mit Spanndrähten und Kabeln machen und diese auf ihre eigene Festigkeit sowie auf die Festigkeit ihrer Verbindungen (nach den verschiedensten Systemen) prüfen zu können.

Die Resultate haben die bemerkenswerte Tatsache ergeben, daß alle heute im Flugzeugbau verwandten Kabel-, besonders aber Drahtverbindungen (mit Ausnahme vielleicht einer absolut sachgemäßen Verspleißung) nicht an die Festigkeit der Kabel und Drähte selbst herankommen!

Außerdem sind die meisten solchen Verbindungen in sehr hohem Grade von der Zuverlässigkeit des Herstellers abhängig, und ich werde im folgenden einige Zahlen über die Festigkeit einer guten und einer flüchtig hergestellten Befestigungsöse geben.

I. Stahldrahtverbindungen.

Fangen wir in unserer Übersicht bei Drähten, an und zwar bei solchen geringen Durchmessers. Es lagen unserer Prüfung Stahldrähte von Felten & Guilleaume für Flugzeuge zugrunde.

Bei solchen Stahldrähten geringen Durchmessers sind im allgemeinen drei Ösensysteme üblich:

1. Eine aus dem Draht selbst gewickelte Öse (Fig. 1 a). Diese Art der Verbindung, die sich leider noch bei vielen Flugzeugen findet, ist absolut zu verwerfen; sie ist die schlechteste aller bei unseren Versuchen geprüften Ösensysteme.

Je nach der Sorgfalt der Ausführung schwankt die Festigkeit dieser Öse zwischen 25% bis 50% der Festigkeit des Drahtes selbst. Je härter oder je dicker der Stahldraht ist, desto näher kommt man der unteren Grenze. Da diese Art der Verbindung auch noch in der Herstellung zeitraubender ist als die beiden folgenden, sollte sie ganz verlassen werden.

2. Öse, die mit Hilfe einer Kupferhülse hergestellt ist (Fig. 1 b). Diese sehr verbreitete Verbindungsweise ist der vorigen schon erheblich vorzuziehen. Die Festigkeit nähert sich der des Drahtes wesentlich mehr und ist von

der Sorgfalt der Ausführung weniger abhängig. Wird die Öse nicht von Hand, sondern mit Hilfe einer Spezialzange gebogen (wie sie z. B. die Firma Trinks in Berlin liefert), so dürfte die Öse im allgemeinen der oberen für sie angegebenen Festigkeitsgrenze folgen. Die Festigkeit dieser Art von Ösen ergab sich

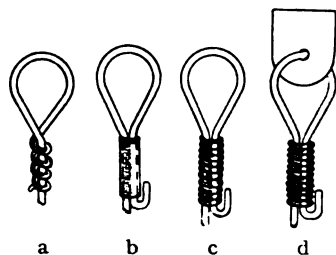


Fig. 1.

als zwischen 40 bis 70 % der Festigkeit des Drahtes selbst liegend. Hierbei riß bei der Belastung meist nicht der Draht an der durch das Biegen am meisten geschwächten Stelle, sondern er scherte fast stets allmählich die Kupferhülse durch. Dieser Umstand führte zum Ersatz der Kupferhülsen (die Wandstärken der im Handel befindlichen und auch zu unseren Versuchen verwand-

ten sind meist 1 mm) durch Spiralhülsen, die aus einem Stück Stahldraht gewickelt sind.

3. Öse, die mit Hilfe einer Spiralhülse hergestellt ist (Fig. 1c). Diese Art der Hülse schließt ein Durchschneiden vollkommen aus und ergibt daher eine etwas höhere Maximalfestigkeit. Die Grenzen, deren obere wieder durch sorgfältiges Biegen mit der Spezialzange erreicht wird, bewegen sich zwischen 40 bis 85 % der Festigkeit des Drahtes selbst. Nach diesem System ist es empfehlenswert, Stahldrähte bis höchstens 3 mm zu befestigen, dickere Drähte leiden zu sehr unter dem Biegen, so daß ihre Festigkeit an der Stelle der größten Biegung der unteren Grenze nahe kommt.

Es braucht wohl kaum gesagt zu werden, daß der Konstrukteur stets mit der unteren Grenze rechnen soll.

Beinahe ebenso wichtig als das System der Öse selbst ist die Art und Weise, in der diese Öse angeschlossen ist. Meist geschieht dies mit Hilfe eines Stahl- oder Eisenbleches, das mit dem zu verspannenden Teil verschraubt ist und durch dessen Bohrung die Öse durchgeht (Fig. 1d). Die Wahl dieses Bleches ist sehr wichtig, man nehme die Dicke desselben auf keinen Fall geringer als die des Stahldrahtes und vergesse nicht, die Kanten zu brechen. Das »Fleisch« des Haltebleches soll mindestens die fünffache Drahtdicke betragen.

Die häufig übliche Ausfütterung der Bohrung des Bleches, durch die die Öse hindurchgeht, mit Kupfer, hat sich als ungünstig erwiesen; sie schert lange, bevor die Reißlast der Öse erreicht ist, durch, der Draht wird schlapp und also, ohne zu reißen, als Verspannung unwirksam. Es ist sehr zu empfehlen, zähes Stahlblech anzuwenden, da das im Handel erhältliche Flußeisenblech selbst in bedeutender Stärke vom Draht oft durchgeschert oder aufgeweitet wird.

Als minimale Reißlast, die bei den Versuchen festgestellt wurde, gilt für eine Öse, die mit Hilfe einer Spiralhülse hergestellt wurde und in einem Stahlblech mit gebrochenen Kanten eingespannt war

	für 1 mm Stahldraht	für 2 mm	für 3 mm
als normale Reißlast	55 kg 100 kg	310 kg 360—400 kg	800 kg 840—900 kg
während die Reißlast des ungeschwächten Drahtes bei	120 kg	450 kg	1000 kg lag.

Bei vorsichtiger Herstellung der Öse, mit der man allerdings nicht rechnen darf, läßt sich also die Reißlast fast bis auf den theoretischen Wert bringen. Ein Umstand macht aber auch dann die Ösenverbindung zu einer vom Festigkeitsstandpunkt aus minderwertigen, nämlich der geringe Wert der aufgenommenen Brucharbeit. Es ergab sich nämlich die Bruchdehnung selbst bei den besten Ösenverbindungen als kaum feststellbar, während derselbe Draht bei einwandfreier Verbindung 5—7 % Dehnung in der Meßlänge von 20 cm aufwies.

Jeder Ingenieur weiß ja wie wichtig es ist, gerade bei stoßweiser Belastung, daß möglichst große Formänderungsarbeit aufgenommen wird.

Nachdem wir nun die wesentlichen Verbindungsarten für Stahldrähte geringen Durchmessers behandelt haben, gehen wir zur Befestigung solcher von großem Durchmesser über. Dieses Thema ist bald erschöpft, denn bis

vor kurzem gab es für solche Drähte nicht eine einzige zuverlässige Verbindung. So gern der Konstrukteur daher solche Drähte verwandt hätte, machte er davon mangels einer geeigneten Verbindung bis heute selten Gebrauch.

Welche Mittel gibt es denn nun, eine Zugverbindung ohne Schwächung der Verbindungsstelle zu schaffen?

Aus der Konstruktion der Drahtspeichenräder hat sich bei Anwendung von Gewinde die Verdickung der Drahtenden bewährt. Diese Konstruktion würde jedoch bei den vielen ungleichen Längen der Flugzeugverspannungen auf Schwierigkeiten und große Kosten stoßen und würde auch bei Kabeln nicht anwendbar sein.

Es bleiben dann noch die Reibungsverbindungen durch Klemmung. Bei den Vorversuchen der Versuchsanstalt von Professor Junkers, Aachen, zeigte es sich, daß eine reine Reibungsverbindung nur bei besonders harten und scharfen Keilen und blanken Drähten den Zweck erfüllte und daß man in der Praxis doch noch die Drahtbiegung als Ergänzung zu Hilfe nehmen mußte. Freilich wurde es dann nötig, die Biegung hinter die Verbindungsstelle zu legen. Anknüpfend an eine von Esnault-Pelterie in Frankreich für Stahlband eingeführte Keilklemme (die aber den Fehler aufweist, daß das Band vor dem Eintritt in die Klemme gebogen werden muß), ergab sich unter Verwendung der Erfahrungen aus dem Hebezeugbau die Keilklemme von Dümmler (durch Gebrauchsmuster geschützt). (Fig. 2.)

Diese Keilklemme zeichnet sich durch hervorragende Einfachheit aus; sie besteht aus bloß zwei Teilen, einer Hülse und einem Keil. Die Hülse hat infolge der hohen Übersetzung, die der Keil den Zugkräften verleiht, in ihrer Entwicklung mehrere Stadien durchmachen müssen, bis eine einwandfreie Herstellungsart gefunden war, nämlich die, sie aus einem Stück konischen Stahlrohrs zu pressen.

Der Draht (oder das Kabel) wird in einer einfachen Schablone der Keilform gemäß herumgebogen, durch die Hülse gezogen, um den Keil herumgelegt und mit diesem durch einige Hammerschläge in die Hülse eingetrieben. Je größer die Last ist, desto fester zieht sie den Keil in die Hülse, desto größer ist also die Klemmung.

Was hierbei aber für Drähte von großem Durchmesser besonders wesentlich ist, ist der Umstand, daß der Draht, da wo er durch die Biegung geschwächt ist, schon entlastet worden ist, da er schon vorher auf einer langen Strecke festgeklemmt wird. Als einzige Nachteile sind die Notwendigkeit einer

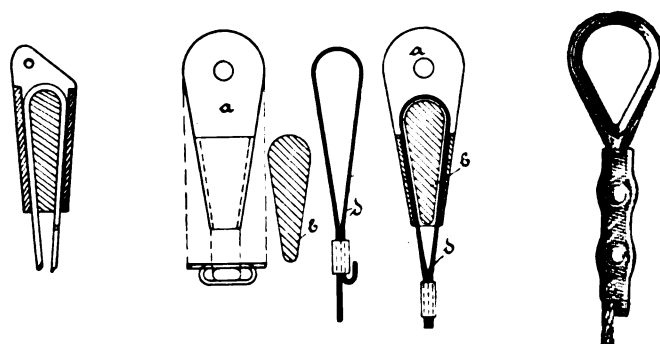


Fig. 2.

Fig. 3.

Fig. 4.

kleinen Biegevorrichtung und ein schwieriges Ablängen zu erwähnen.

Mit diesen Keilklemmen wurden eine große Zahl Zerreißversuche unternommen, wobei Drähte und Kabel stets in dem durch Biegung nicht geschwächten Teil rissen und dabei die volle Reißfestigkeit und die volle Bruchdehnung entwickeln konnten. Es war dies die einzige Art der Verbindung, bei der dies der Fall war, bei allen anderen Verbindungen riß der Draht oder das Kabel immer in diesen Verbindungen selbst!

Der Keil zeigt eine Nute, die dem Durchmesser des Drahtes entspricht; das Loch für den Befestigungsbolzen fällt in die Fortsetzung des einfallenden Drahtes.

Da sich diese Klemme nicht nur in der Zerreißmaschine sondern auch in dem vom Verfasser geführten Flugzeug von Professor Reißner bestens bewährt hat, wäre ihre fabrik-

mäßige Herstellung und allgemeine Einführung in die Flugpraxis sehr zu wünschen!

Eine ähnliche Verbindung konstruierte Kaufmann (ausgestellt im Salon d'Aeronautique in Paris). Bei dieser in Fig. 3 dargestellten Verbindung liegt das Loch *a* nicht in der Fortsetzung des einfallenden Drahtes *d*. Außer durch die Klemmung mittels Keil *b* wurde der Draht *d* noch durch eine Kupferhülse verbunden.

II. Stahlkabelverbindungen.

Die zunehmende Verwendung von Stahlkabeln im modernen Flugzeugbau ist wohl im wesentlichen als Folge der Unzulänglichkeit der bestehenden Drahtanschlüsse anzusprechen, trotzdem ein Draht vom selben Durchmesser eine wesentlich höhere Zerreißfestigkeit hat als das entsprechende Kabel. In der Tat kommt auch die Festigkeit der heute meist üblichen Kabelanschlüsse der Festigkeit des Kabels selbst viel näher, als dies bei Drahtanschlüssen gewöhnlich der Fall ist.

Die bei weitem häufigste Anschlußweise ist die Kabelklemme, die meist in Verbindung mit einer Kausche gebraucht wird.

1. **Kabelklemme** (Fig. 4). Mit dieser Art der Befestigung kommt man bei guter Ausführung der Festigkeit des Kabels selbst ziemlich nahe, d. h. auf bis 80%. Die Ausführung der Verbindung ist aber sehr wesentlich. Werden die beiden Bolzen, die durch die Hülse durchgehen und das Kabel gegen die Wandungen derselben pressen, nicht ganz stark angezogen, so kann das Kabel schon bei einer recht geringen Belastung sich aus der Klemme ziehen.

Werden die Bolzen aber nicht ganz vorsichtig dadurch eingetrieben, daß das einfallende und das ausfallende Trumm des Kabels erst durch eine Spitze auseinandergetrieben werden, so schwächen die Bolzen beim Eintreiben das Kabel so, daß es nur noch einen Teil seiner früheren Zerreißfestigkeit besitzt.

In der Tat riß bei der Mehrzahl aller Zerreißversuche das Kabel dort, wo der erste Bolzen durch die Klemme ging; ein 5 mm-Stahlkabel (verschiedener Herkunft) meist bei 1000 bis 1100 kg, dasselbe Kabel konnte sich aber bei etwas zu schwachem Anziehen der Bolzen schon bei 700 kg aus der Klemme ziehen!

Aus diesem Grunde sind solche Klemmen mit nur einem Bolzen ganz zu vermeiden, am besten nehme man solche mit drei Bolzen. Sehr wichtig ist auch, daß die Hülse ganz knapp passen. Als Material ist Messing besser geeignet als Kupfer; verwendet man Kupferhülsen, so sind diese vor den Bolzen mit Stahlringen zu umgeben, sonst werden sie leicht auseinander gesprengt.

Vorteilhaft ist es auch, das ausfallende Trumm mit dem einfallenden noch mit Bindendraht zu verbinden und weich zu verlöten. Hierbei darf natürlich das Kabel selbst nicht mit der Lötflamme in Verbindung kommen!

2. **Verbindung durch Bindendraht und Verlötung.** Diese Verbindung, welche ich im vorigen einzig als Sicherung empfohlen habe, findet sich leider häufig allein. Sie ist in diesem Falle ganz ungenügend; besonders wenn die Verlötung nur oberflächlich ist, beträgt die Festigkeit der Öse nur einen ganz geringen Bruchteil der Festigkeit des Kabels selbst. Hierbei muß man oft noch sehen, daß die Monteure mit der Lötlampe die zu verbindende Stelle bis zur Rotglut erwärmen, dabei die Litzen enthärten und oft die Hanfseele verkohlen!

3. **Verspleißung der Kabel.** Dies ist eine Art der Verbindung, die viele begeisterte Anhänger hat. Sie kann sehr gut sein, aber sie ist gar nicht zu kontrollieren. Der Konstrukteur ist dabei ganz von der Geschicklichkeit und vom guten Willen seines Spleißers abhängig.

Eine wirklich gute Spleißung kann so viel halten als das Kabel selbst, auch wenn sie nicht mit Verlötung verbunden ist. Eine solche gute Spleißung finden wir aber höchst selten, sie ist sehr zeitraubend, und wenn man weiß, wie eilig solche Anschlüsse auf dem Flugfelde oft gemacht werden müssen, kann man sich eigentlich nur mit Schaudern auf ein Flugzeug setzen, bei dem die Tragkabel verspleißt sind!

4. **Keilklemme.** Genau so gut wie für Stahldrähte, hat sich diese Verbindung auch für Kabel bewährt. Auch hier ist sie eine Verbindung, die nie versagt.

Mit vorliegenden Zeilen ist die Unmenge der bestehenden Draht- und Kabelanschlüsse bei weitem nicht erschöpft; ich habe nur die wichtigsten und häufigsten herausgegriffen und meine Erfahrungen, die sich sowohl auf eine sehr große Zahl von Zerreißversuchen als auch auf eine 1½-jährige Fliegerpraxis gründen, im Auszuge mitgeteilt.

So oft mußte ich sehen, daß hervorragend befähigte neue Konstrukteure mangels dieser kleinen Erfahrungen mit ihren Konstruktionen Mißerfolge haben, ja, daß selbst hervorragende Piloten ihr Leben solchen kleinen Konstruktionsfehlern opfern müssen, ich fühle mich deshalb verpflichtet, diese Zeilen zu schreiben!

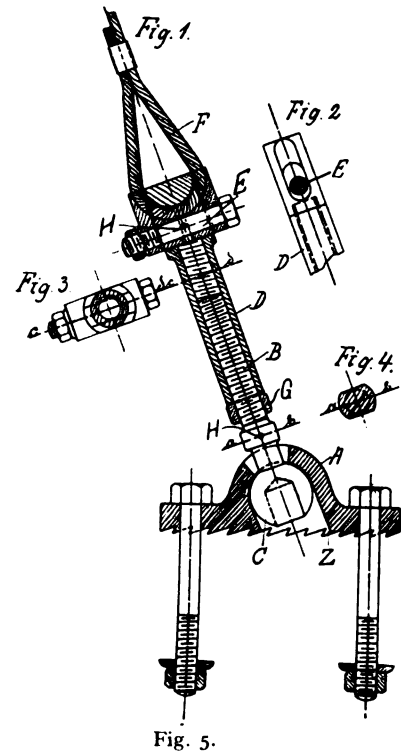
Mögen unsere Konstrukteure sich die Erfahrungen anderer aneignen, damit sie von Anfang an mit der nötigen Vorsicht arbeiten. Ein Todessturz infolge eines Konstruktionsfehlers bringt ein neues Flugzeug, mehr zurück als zehn Rekorde es fördern können! Denn darauf müssen wir unsere Aufmerksamkeit vor allem richten: die Sicherheit unserer Flugzeuge muß wachsen, Unfälle infolge zu geringer Festigkeit dürfen nach dem heutigen Stand der Flugtechnik nicht mehr vorkommen!

Spannschloß und Kabelverbindung.

Von Dr. Quittner und Vorreiter.

Im Anschluß an obige Zusammenstellung der bewährten Draht- und Kabelanschlüsse sei noch ein neues Spannschloß beschrieben, bei dem das Kabel außer durch Spleißung oder eine gewöhnliche Klemme noch durch Einklemmen in das Spannschloß befestigt ist.

Das in Fig. 5 unter 1 im Längsschnitt dargestellte Spannschloß besteht aus dem Bolzen *B* mit Kugelpopf *C*, der sich in die Mutter *D* schraubt und durch eine Gegenmutter *G* gesichert wird. Der Bolzen *B* sitzt mittels des Kugelpopfes *C* in einer Schelle *A*, die mit Zähnen *Z* versehen ist. Diese Zähne drücken sich beim Festziehen in das Holz des Holmes und reiben so, die Befestigungsbolzen teilweise entlastend, die horizontale Komponente des Zuges auf. Die Hülse *D* ist zur Aufnahme für das Kabel *F* mit einer rund ausgefrästen Querbohrung (Nebenfigur 2) versehen. Das Kabel kann daher ohne Knusche eingezogen werden. Zwei Keilklemmen *H*, die mittels der Schraube *E* (Nebenfigur 2 und 3) eingezogen werden, halten das Kabel *F* fest und entlasten so zum größten Teil die Soleißung. Durch einen Draht, der durch eine Bohrung in der Schraube *E* und im Bolzen *B* bzw. *H* gezogen wird, ist das ganze Spannschloß gesichert. Die durch mehrere Gebrauchsmuster geschützte Klemme wird aus Stahl von großer Zugfestigkeit von der Firma Ahlbehrndt & Otto, Berlin SO. 26, hergestellt.



Bemerkung zu dem Aufsatz von Bassus und Schmauß: „Zur Füllungstemperatur des Freiballons (V)“.¹⁾

Von Fr. A. Willers.

Dem obigen Aufsatz ist ein Fahrtdiagramm beigegeben, das außer der Höhe auch die Luft- und Füllungstemperatur

¹⁾ Vgl. ds. Ztschr. 1912 Heft 20.

enthält. Aus diesen Größen läßt sich unter der Annahme, daß sich das Gas nicht ändert, für die Gleichgewichtslagen die Tragkraft des Ballons berechnen¹⁾. Da nun der abgegebene Ballast an den betreffenden Stellen des Diagramms angegeben ist, so läßt sich die berechnete Tragkraft mit dem wirklich getragenen Gewicht vergleichen und daraus eine Übersicht über die Abnahme der Tragfähigkeit des Gases mit der Dauer der Fahrt gewinnen.

Der Ballon hat während der Fahrt drei Gleichgewichtslagen eingenommen: die erste etwa von 9³⁴, wo er über einer Dunstschicht anlangt, bis 10⁵. Dann wird durch Abgabe von 380 kg Ballast die zweite Gleichgewichtslage etwa um 10⁴³ erreicht und dauert bis 10⁵⁵. Nun fällt der Ballon, erreicht ohne Ballastabgabe wieder eine Gleichgewichtslage um 11⁰³ und bleibt in derselben bis 11³⁵. In nebenstehender Tabelle ist nun für

Zeit	Höhe	Lufttemp.	Gastemp.	Tragkraft	Gewicht	Δ
9h 35m	4900	— 5°	+ 6°	1460	1460	0
10h 2m	4900	— 4,5°	+ 20°	1465	1460	5
10h 50m	7700	— 25,5°	+ 10°	1113	1080	33
11h 5m	6950	— 16,5°	+ 10°	1180	1080	100
11h 32m	6950	— 18°	+ 11°	1195	1080	115

fünf Zeitpunkte aus Höhe, Temperatur und Volumen, das 2200 cbm beträgt, ohne Berücksichtigung der Luftfeuchtigkeit²⁾ die Tragkraft des Ballons berechnet, unter der Annahme, daß der Ballon mit reinem Wasserstoff gefüllt ist. Ist diese Annahme nicht erfüllt, so werden die Absolutwerte der Zahlen zwar andere, sonst ergibt sich aber dasselbe Bild. Die Rechnung ist natürlich für einen Ballon konstanten Gasvolumens durchgeführt. Die ersten beiden Zeitpunkte sind von Anfang und Ende der ersten, der dritte aus der Mitte der zweiten und der vierte und fünfte von Anfang und Ende der dritten Gleichgewichtslage gewählt. Die sechste Spalte gibt das wirklich getragene Gewicht unter der Annahme, daß am Anfange der ersten Gleichgewichtslage berechnetes und getragenes Gewicht auch wirklich übereinstimmen, daß hier das Gas also noch reiner Wasserstoff ist. Die letzte Spalte gibt dann die berechnete Tragkraft des Ballons vermindert um das wirklich getragene Gewicht.

Es ist durchgehends das getragene Gewicht kleiner als die Tragkraft, diese scheint mit der Zeit zuzunehmen. Das ist

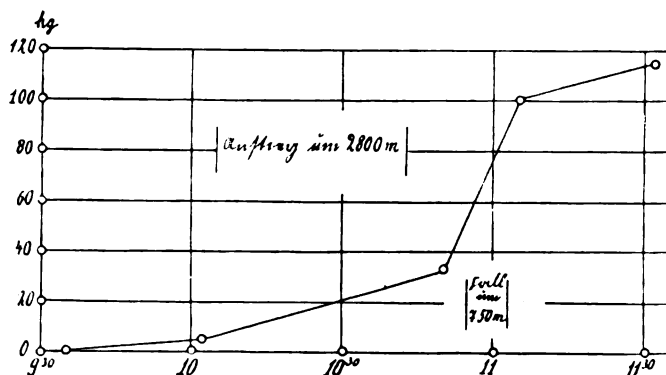


Fig. 1.

selbstverständlich nicht der Fall, sondern die Zunahme wird durch die Verschlechterung des Gases kompensiert. In der ersten Gleichgewichtslage bleibt die Tragkraft des Ballons fast unverändert; wahrscheinlich wird aber während dieser Zeit das getragene Gewicht geringer; denn der Ballon, der aus einer Dunstschicht auftaucht, ist wahrscheinlich feucht und wird durch Verdunstung des Wassers leichter. Auch während dieser Gleichgewichtslage wird sich daher die Tragkraft des

¹⁾ Siehe z. B. Emden: Grundlagen der Ballonführung, Leipzig 1910, oder Willers: Ztschr. f. Math. u. Phys. 61, 1913.

²⁾ Bei Berücksichtigung der Luftfeuchtigkeit würden sich die Werte von Δ um weniger als 5 kg ändern, also um Beträge, die bei der Ungenauigkeit der Daten hier nicht beachtet zu werden brauchen.

Gases vermindert haben. Wie die Figur erkennen läßt, scheint die Tragkraft des Gases auch während des Anstieges abzunehmen. Sehr schnell ist natürlich die Abnahme während des Falles, falls man annimmt, daß die einströmende Luft sich dabei mit dem Gase mischt und ein Gasgemisch herstellt, das, da der Ballon in der dritten Lage im Gleichgewicht ist, ihn gerade füllt¹⁾. Im ganzen hat die Tragkraft des Gases während der zweistündigen Fahrt etwa um 10% abgenommen.

Die obige Fahrt ist, soweit mir bekannt, die einzige, auf der alle für eine derartige Berechnung nötigen Größen gemessen wurden. Allgemeine Schlüsse aus den wenigen Daten zu ziehen, ist natürlich nicht möglich, zumal diese nicht mit allzu großer Genauigkeit aus dem Diagramm entnommen werden konnten. Es wäre aber interessant, einmal an der Hand eines größeren Materials die Abnahme der Tragfähigkeit in ihrer Abhängigkeit von Zeit und Führung zu untersuchen.

Der Nieuport-Eindecker.

Von Ingenieur John Rozendaal, Berlin und 's-Gravenhage.

(Hierzu Tafel XVII.)

(Fortsetzung.)

Die Konstruktion des Vorderstevens ist bei den einzelnen Maschinen, je nachdem ein feststehender oder Umlaufmotor eingebaut wird, verschieden.

Der Ruderstevan (Fig. 4), an dem sich oben und unten in seitlichen Aussparungen die Rumpf-Längsträger anschließen und der im wesentlichen aus zwei senkrechten Streben besteht, ist mit dem oberen und unteren Kopfende aus dem

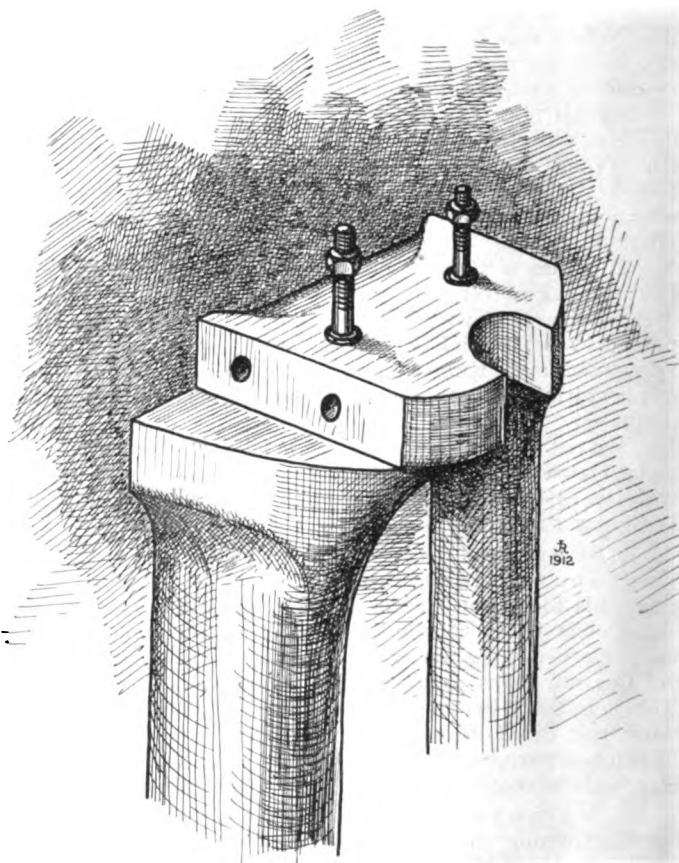


Fig. 4.

vollen Holz herausgearbeitet. Die Rumpf-Längsträger werden am oberen und unteren Kopfende mittels je zwei 4 mm starken Schraubenbolzen befestigt. Diese Bolzen fassen gleichzeitig die aus 1,5 mm starkem Stahlblech gefertigten Bänder, wo-

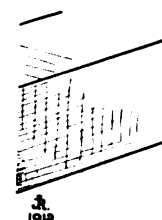
¹⁾ Nach dem Diagramm zu urteilen schwimmt der Ballon in der dritten Gleichgewichtslage auf einer Stabilitätsschicht. Trotz eines Ventilzuges von 2 Sek. scheint der Ballon in dieser Schicht noch eine Gleichgewichtslage zu erreichen, für die Δ weiter um etwa 25 kg wächst. Eine zweite Stabilitätsschicht, die aber glatt durchfallen wird, liegt anscheinend in etwa 5500 m Höhe.

Tafel XVII.

1 XVII
und hin-
lie Kufe
(r), wäh-
seitig die
fest ver-

ragende
ein Ver-
förmigen
entspre-
hes (sog.
Schellen
befestigt
starkem
an den
ume der
land des
enbolzen

enrohres
schlag ge-
hrauben-
— Die
erblätter
n Enden
m stark,
m haben.



3.
1912.

ACHSST

REN.

STAHLSROHR
20/19.

STAHLSROHR
15/13,4.

TER.

2MM.SCHEIBEN
AUFGESCHWEISST.

60
10MM.

SCHWEISSTER
STAHLSROHRSTUTZEN
25/21.

25MM. HOCH.

BILDUNG
UNGEN
ERFOLGT.

Lith

Tag von R. Oldenbourg in München und Berlin.

(80)
das m
ein stärkeres Rohr von 2 mm Wandstärke Verwendung findet.
Die Verbindung dieser Fahrgestellstützen mit den unteren

Die beiden hinteren Verwindun
hinteren Flügelholme tragen, sind durch

derblattes
alls 6 mm
ie Haupt-
frei ver-
nfnehmen.

le Spann-
uerschnitt
rohre sind
eschweißt,
ahme der
(Fig. 8).
beiden
stahl-

enthält.
daß sic
die Tra-
gebene
angegeb
wirklich
Übersich
mit der

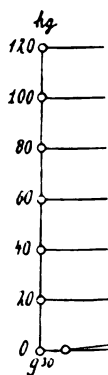
Der
lagen ei
Dunstsc
380 kg I
reicht u
Ballasta
in derse

Zeit

9h 35m
10h 2m
10h 50m
11h 5m
11h 32m

fünf Zei
2200 cbm
keit²⁾ die
daß der
Annahme
zwar an
nung ist
durchgef
und End
der vierte
gewichtsl
getragene
ersten Gl
auch wir
reiner W
rechnete
getragene

Es is
Tragkraft



selbstvers
durch die
ersten Gl
fast unwe
Zeit das g
einer Dun
wird durcl
dieser Gle

¹⁾ Sieht
1910, oder

²⁾ Bei
Werte von
bei der Ungenauigkeit der D
brauchen.

noch eine Gleichgewichtslage zu erreichen, für die Z weiter um
etwa 25 kg wächst. Eine zweite Stabilitätsschicht, die aber glatt
durchfallen wird, liegt anscheinend in etwa 5500 m Höhe.

mit das Seitensteuer am Steven befestigt wird. Auf diesen Bändern sind Butzen aufgeschweißt, die als Auflage für die Bolzenköpfe bzw. Muttern dienen.

Am oberen Kopfe des Ruderstevens sind im Abstände von 60 mm voneinander zwei 6 mm starke Schraubenbolzen eingelassen, die zur Befestigung der Dämpfungsfläche dienen. Zu diesem Zwecke sind im hinteren Stahlrohr dieser Fläche, zwischen den beiden inneren Ruderösen der Höhensteuer, dort, wo eine Verstärkungshülse (27/25 mm) über das 25/23,4 mm messenden Rohr geschoben ist, zwei Stahlrohrstutzen von 8/6 mm Durchmesser eingeschweißt. (Siehe Tafel XII, Zeichnung der Höhensteuer-Ruderösen.) — Ferner sind in den vertikalen Streben des Stevens oben und unten Schraubenbolzen eingelassen, die zur Befestigung der Verspannungsdrähte der hinteren Rumpffelder dienen.

An Stelle dieser durchgehenden Bolzen, die das Holz unnötig schwächen, wäre es besser zur Befestigung der Ver-

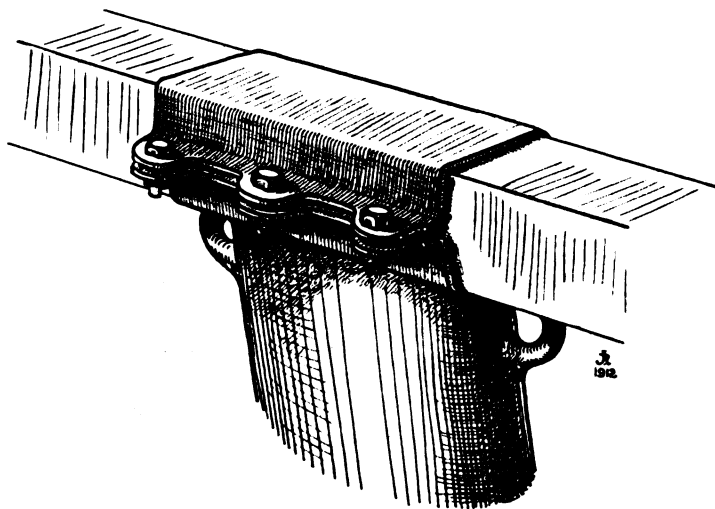


Fig. 5.

spannungsdrähte um die Streben fassende Stahlblechschellen zu verwenden. Bei diesen sowie vielen anderen Flugzeugkonstruktionen ließen sich eine große Zahl der durch Schraubenbolzen verursachten Löcher vermeiden. Die Flugzeugkonstrukteure sollten ihrer Passion, im Holz herumzubohren wie in Kesselblech, Zügel anlegen und bedenken, daß jedes Loch für Bolzen oder Stifte, das Material unnötig schwächt und ein Aufreißen sowie Platzen des Holzes begünstigt.

Jedes Loch, was darum nicht unbedingt notwendig ist, sollte vermieden werden, dann würde die Festigkeit und Widerstandsfähigkeit des Flugzeuges bedeutend gewinnen.

Dort wo die Flügel am Rumpf anschließen und sich die Sitze befinden, treten an Stelle der hölzernen Streben kräftige Stahlrohre von ovalem Querschnitt. Die Wandstärke dieser 80/25 mm messenden Rohre beträgt 1 mm, ihre Verbindung mit den Rumpf-Längsträgern geht aus den Zeichnungen (Tafel XVII) sowie aus den nachstehenden Handskizzen (Fig. 5 u. 6) klar hervor.

Die horizontale Versteifung des Rumpfes zwischen den beiden unteren Rumpf-Längsträgern erfolgt hier mittels Stahlrohren von 25 mm äußeren Durchmesser bei 1 mm Wandstärke. Oben erfolgt die Versteifung durch zwei kräftige Stahlrohre (60 mm äußeren Durchmesser, 1 mm Wandstärke), die zwischen den beiden vorderen und hinteren Flügelstützen eingeschweißt sind. Die Rohre dienen gleichzeitig zur Lagerung der Zapfen für die Flügelholme. (Tafel XII.)

Das Fahrgestell.

Dieses besteht aus einer Stahlrohr-Kufe von 50 mm äußerem Durchmesser bei 2 mm Wandstärke, von der in V-förmiger Stellung drei Paar Stützen zum Rumpf gehen. — Von diesen Stützen ist das vordere und hintere Paar gleich den Hauptverstreben des Rumpfes aus Ovalrohr (80/25 mm) von 1 mm Wandstärke hergestellt, während für das mittlere Strebenpaar, das unten die Radachse aufnimmt ein stärkeres Rohr von 2 mm Wandstärke Verwendung findet. Die Verbindung dieser Fahrgestellstützen mit den unteren

Rumpflängsträgern ist in der Zeichnung auf Tafel XVII dargestellt. Die Verbindung erfolgt für das vordere und hintere Strebenpaar durch Aufschweißen auf eine über die Kufe geschobene Muffe (Stahlrohr 42/40 mm Durchmesser), während das mittlere Strebenpaar mittels eines gleichzeitig die Achse der Räder aufnehmenden Teiles, mit der Kufe fest verschweißt ist.

Der vor dem vordersten Strebenpaar hinausragende Teil der Kufe ist leicht hochgebogen und erhält, um ein Verfangen mit dem Boden zu verhüten, einen löffelförmigen Beschlag. — Dieser Kufenlöffel besteht aus einem entsprechend gehämmerten Stück 2 mm starken Stahlbleches (sog. schwedisches Holzkohlenblech), das mittels dreier Schellen (siehe Schnitt A—B und C—D) an dem Kufenrohr befestigt wird. Das Ganze wird durch einen Deckel aus 1 mm starkem Aluminiumblech zugedeckt. In diesem Deckel sind an den entsprechenden Stellen Ausbeulungen zur Aufnahme der Befestigungsschellen vorgesehen. Der aufgebogene Rand des Deckels wird durch mehrere 4 mm starke Schraubenbolzen mit dem Kufenlöffel verschraubt.

Die Radachse ist unmittelbar oberhalb des Kufenrohres in einem besonderen als Federbund dienenden Beschlag gelagert und gegen seitliche Verschiebung durch zwei Schraubenbolzen von 8 mm Durchmesser gesichert (siehe Fig. 7). — Die ganze Radachse besteht aus einer durch sechs Federblätter gebildete Tragfeder. Das unterste, an seinen beiden Enden die Achsstummeln aufnehmende Federblatt ist 8 mm stark, während die übrigen Federblätter eine Stärke von 6 mm haben.

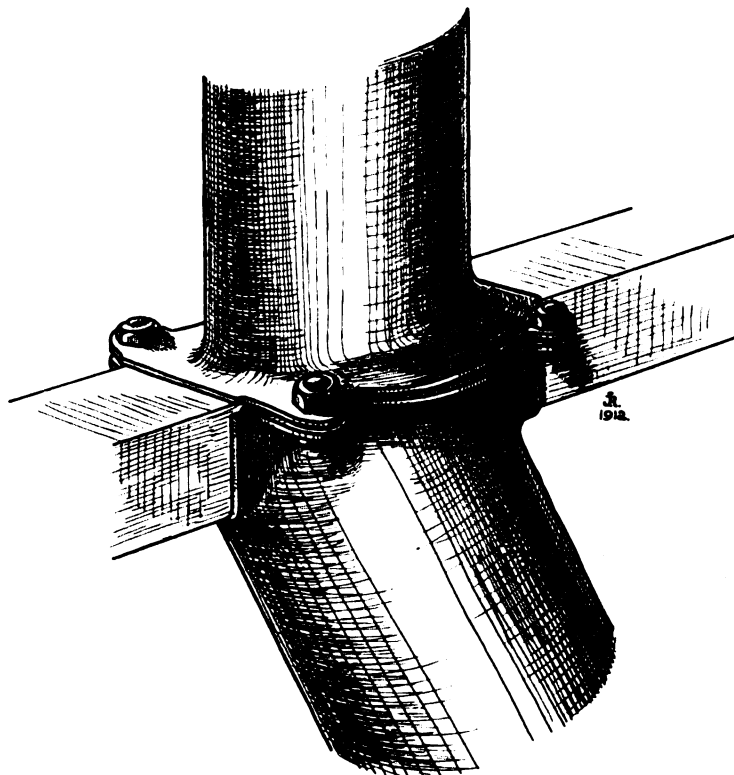


Fig. 6.

Um einer Überbeanspruchung des unteren Federblattes vorzubeugen, faßt der Achsstummel zwei gleichfalls 6 mm starke Federblätter, deren freie Enden sich über die Hauptfeder legen und bei der Durchbiegung derselben frei verschieben können, wobei sie einen Teil des Druckes aufnehmen.

Der Spannbock.

Der zur oberen Verspannung der Flügel dienende Spannbock wird von vier Stahlrohren vom ovalen Querschnitt (25/14 mm) und 1 mm Wandstärke gebildet. Die Rohre sind oben mit einer 3 mm starken Stahlplatte zusammengeschweißt, die mit einem 12 mm starken Bolzen, der zur Aufnahme der festen vorderen Verspannungskabel dient, verschweißt ist (Fig. 8).

Die beiden hinteren Verwindungskabel, die die beiden hinteren Flügelholme tragen, sind durch kleine, mit der Stahl-

platte verschweißte Stahlrohre gezogen, so, daß sie sich bei Betätigung der unteren Verwindungskabel verschieben können. Statt dieser Stahlrohre wären Rollen oder wenigstens mit

Rahmenrohr verschweißt werden, verstärkt. Die Befestigung am Rumpf, vorn an der zweiten oberen Querverstrebung, hinten am oberen Kopf des Ruderstevens, erfolgt mittels

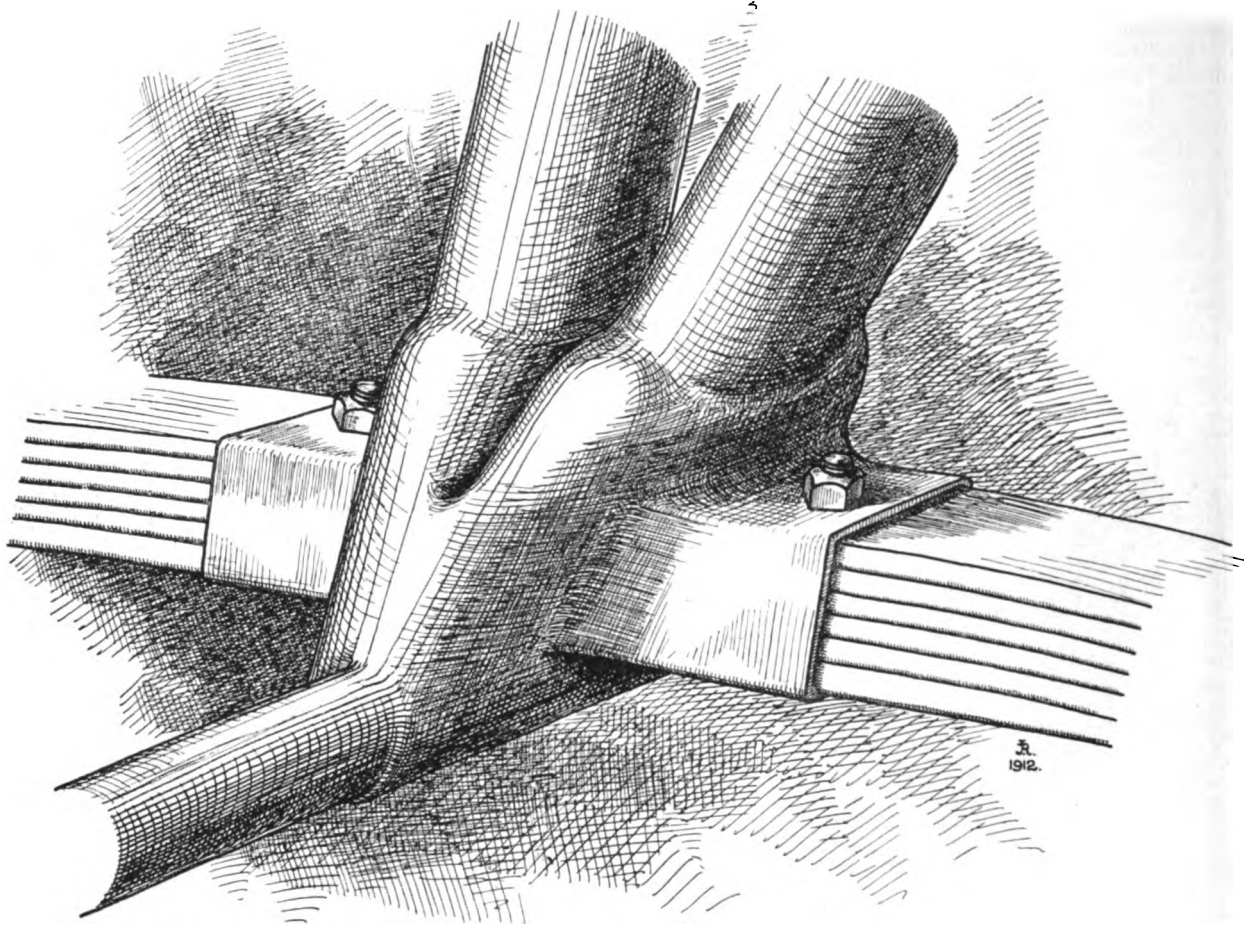


Fig. 7.

Pockholz gefütterte und eingefettete Führungen, wie dieselben im Yachtbau allgemein üblich sind, zu empfehlen.

Dämpfungsfläche, Höhen- und Seitensteuer.

Die Rahmen dieser Organe sind durchweg aus Stahlrohren von rundem Querschnitt hergestellt.

Die Dämpfungsfläche, die ebenso wie die Höhensteuer halbmondförmige Gestalt aufweist, ruht oben auf dem Rumpf.

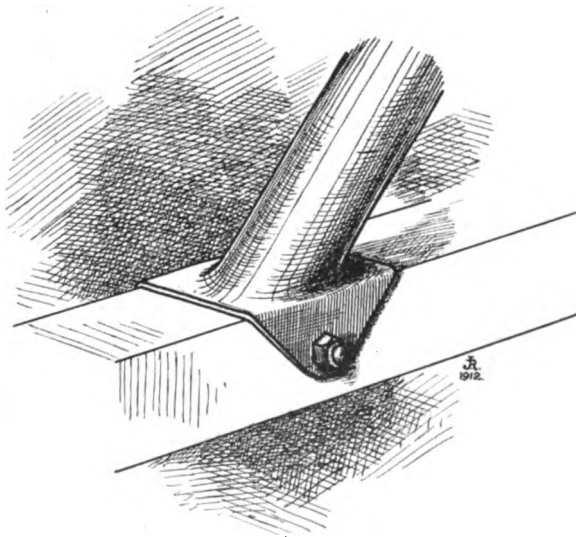


Fig. 8a.

Die beiden Auflagestellen des Rahmens sind durch übergeschobene Stahlrohre (27/25 mm Durchmesser), die mit dem

Schraubenbolzen von 6 mm Durchmesser (je zwei Stück vorne und hinten), die durch in die Rohre eingeschweißte Stutzen gesteckt werden, so daß die Rohre beim Anziehen

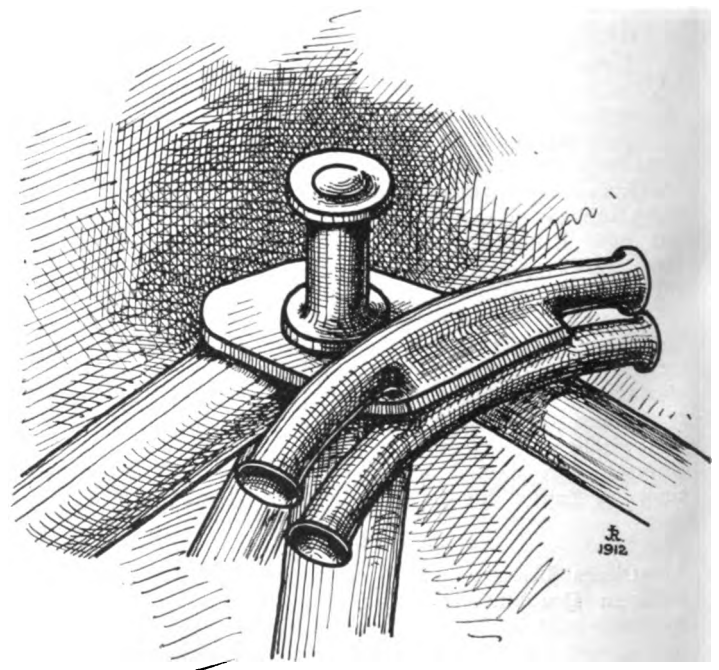


Fig. 8.

der Bolzen nicht zusammengedrückt werden. Die Dämpfungsfläche wird an beiden Seiten durch je ein Paar Stahlrohre

(ovalen Querschnitt 25/14, 1 mm Wandstärke) verstrebt. An den Stellen, wo diese Streben mittels 4 mm starken Schraubenbolzen am Rahmen angreifen, sind zur Verstärkung kurze Rohrstutzen (27/25 mm Durchmesser) über die Rohre geschoben und mit denselben verschweißt (Fig. 9).

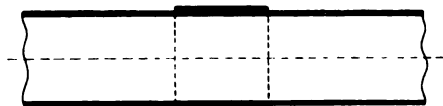


Fig. 9.

Die Befestigung der beiden Höhensteuer mit der Dämpfungsfläche geschieht mittels je drei Ruderösen. Die mit dem Rahmen ein Ganzes bildende Spindel des Kursruders wird mittels an den Ruderösen angeschweißter Bänder am Ruderstevan befestigt.

Die Ruderjoche (3 Stück) haben gleiche Gestalt und werden zweiteilig aus 0,8 mm starkem Stahlblech hergestellt. Die beiden Hälften werden miteinander verschweißt, auf die Rohre geschoben und dort gleichfalls durch Schweißung befestigt. Die Augen erhalten zur Verstärkung kleine Stahlrohrstutzen eingesetzt. Die Verbindung mit den Bedienungseilen geschieht durch Zwischenschaltung kleiner Kettenglieder.

Die Verbindung der verschiedenen Rohre von $\frac{1}{2}$ —1 mm Wandstärke durch autogene Schweißung, wobei die einzelnen Rohre dazu noch stumpf aneinanderstoßen, kann unmöglich als einwandfreie Konstruktion angesprochen werden. Man muß sich fragen warum manche Flugzeugfabrikanten die auf jahrelangen Beobachtungen und Erfahrungen fußenden Arbeitsmethoden verwandter Industrien (Automobil-, Fahrrad- und Yachtbau) nicht anwenden. Bei keinem Fahrrad der Welt finden wir Rohrverbindungen wie oben beschrieben; ein autogen geschweißtes Fahrrad wäre praktisch undenkbar. Es liegt kein Grund vor, soweit verwandte Techniken und Arbeitsmethoden in Frage kommen, im Flugzeugbau noch einmal von vorne anzufangen und an den Erfahrungen der Fahrradindustrie achtlos vorüber zu gehen. Dieser Sucht der Flugzeugbauer, es durchaus anders machen zu wollen, statt von den Erfahrungen verwandter Industrien zu profitieren, sind schon viele Opfer gebracht worden, denn daß wir nicht alle Unglücksfälle auf Konto »par suite d'une fausse manoeuvre«, »Motor-Explosion!« usw. setzen dürfen, steht wohl zweifellos fest.

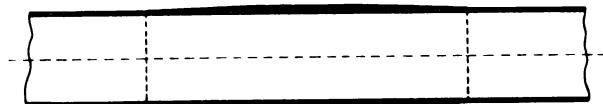


Fig. 10.

In der Ausführung von Nieuport sind auch die auf die Rohre geschobenen und mit denselben verschweißten Verstärkungs-Rohrstutzen zu verwerfen (Fig. 9). Wenn derartige Verstärkungen nötig sind, sollten dieselben nicht aus einfach abgeschnittenen Rohrstücken bestehen, sondern beide Enden sollten allmählich verlaufend ausgebildet werden, und ihre Verbindung mit dem Rohr geschieht zweckmäßig durch Hartlötung (siehe Fig. 10). (Fortsetzung folgt.)

Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique (26. Oktober bis 10. November 1912).

Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. (Fortsetzung aus Heft 22.)

Nieuport.

Auf dem Stande von Nieuport sieht man drei Flugzeuge: einen zweiplätzig normalen Apparat, ein dreiplätziges Wasserflugzeug und endlich einen neuen, ganz kleinen einsitzigen Eindecker.

An dem zweiplätzig Apparat, der zur Hälfte unbespannt gelassen ist, sieht man sehr genau die Bauart der Flügel und des Rumpfes sowie den Einbau des 70 PS-Gnome-Motors (Fig. 18). In den Flügeln sind zwischen den Rippen gekreuzte

Bänder gezogen, die an den Rippen festgenagelt sind, dieselben versteifen und in ihrer Lage festhalten.

In dem Wasserflugzeug sind die beiden Passagiersitze hinter dem Führersitz nebeneinander angeordnet. Vor dem letzteren befindet sich eine Handkurbel zum Andrehen des Motors, das durch eine Bosch-Doppelzündung mit Batterie erleichtert wird. Unter den Passagiersitzen liegt der Hauptbenzintank, aus dem der Brennstoff durch eine von einem Windflügel angetriebene Pumpe (System Clerget, das weiter

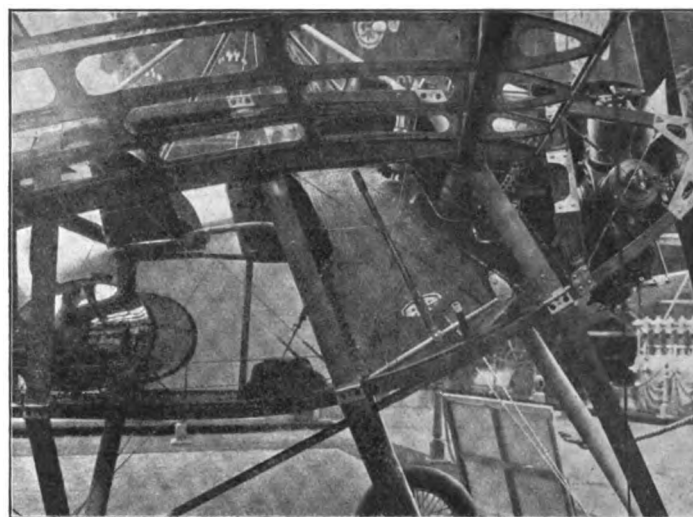


Fig. 18. Eindecker von Nieuport.

unten noch beschrieben werden wird) nach dem Hilfstank befördert wird. Die Flügel besitzen zwei Drahtseilverspannungen pro Holm, die am oberen Spannbock durch Stahlhülsen durchgezogen und zum anderen Flügel weitergeführt sind; die vorderen Seile sind in den Hülsen festgeklemmt, die hinteren, die zur Verwindung benutzt werden, gehen frei hindurch. Am Schwanzende ist vor dem Seitensteuer unter- und oberhalb des Bootes je eine besondere Kielfläche angebracht, die bei den Nieuport-Landflugzeugen fehlt und zur möglichsten Vermeidung des Abkommens aus der Richtung dienen soll. Die beiden Schwimmer, die ohne Federung das aus starken Stahlrohren bestehende Untergestell tragen, bestehen aus einem Holzgerüst und einer Außenhaut aus Mahagoni; auf der Oberseite sind sie mit Stoff bespannt. Ihre Form ist einem Gleit-

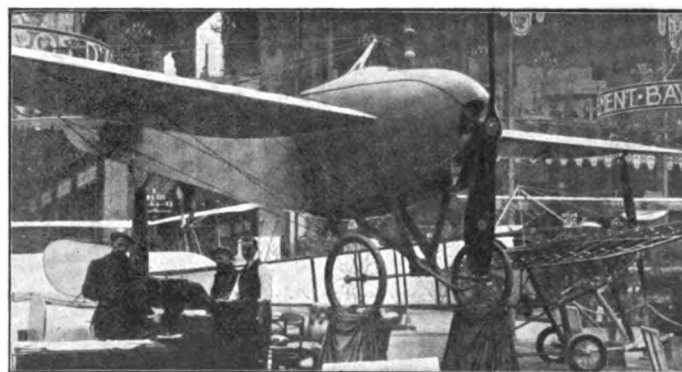


Fig. 19. Neuer kleiner einplätziger Eindecker von Nieuport.

boote nachgebildet und besitzt ungefähr in der Mitte einen Absatz. Der Vorderteil ist mit Blech bekleidet und besitzt an den Seiten zwei flügelartige Ansätze, die das Abheben vom Wasser erleichtern sollen.

An dem kleinen Einsitzer (Fig. 19) fällt vor allem das veränderte und stark vereinfachte Fahrgestell auf, das jetzt wohl das einfachste aller Fahrgestelle sein dürfte, da es nur aus vier Stahlrohren — von denen zwei nach vorn verlängert und als Kufe ausgebildet sind — und der federnden Radachse besteht. Auch diese Achse ist bedeutend vereinfacht, indem die früher vorhandenen Gegenfedern an den beiden Enden fort-

gelassen wurden. Die Flügel sind etwas weniger gewölbt als bei den älteren Nieuport-Flugzeugen und am Boot durch schräge Einziehung der Hinterkante bis zum zweiten Holm verschmälert, um die Aussicht vom Führersitz zu verbessern. Wie schon im allgemeinen Teil erwähnt, sind für jeden Holm zwei Drahtseilverspannungen (einfach gewundenes Seil mit gespleißten Enden) vorhanden, was die Sicherheit gegenüber der früheren Ausführung mit nur einer Verspannung bedeutend erhöht. Die zur Befestigung der Seile an den Holmen dienenden Schellen sind schräg gestellt, um die schräg nach vorn abgehenden Seile richtig aufzunehmen. Am oberen Spannbock und am Fahrgestell sind alle vier vom vorderen Holm ankommenden Seile an einem einzigen Bolzen befestigt, so daß eine sehr schnelle Abmontierung möglich ist. Die Motorverkleidung ist rund ausgeführt, wodurch der Apparat trotz des vierkantigen Bootes von vorne den »Monocoque«-Typen ziemlich ähnlich sieht. Auffallend ist, daß bei einem so ausgesprochenen Rennapparat die noch dazu verhältnismäßig großen Räder nicht umkleidet sind.

Morane-Saulnier.

Der Stand von Morane ist einer der wenigen, auf denen kein Wasserflugzeug zu sehen ist. Von den drei ausgestellten Eindeckern sind zwei Zweisitzer — einer mit Gnôme-Motor von 80 PS, der andere mit Renault-Motor von 70 PS — und ein Einsitzer mit 50 PS-Gnôme. Interessant ist die Verwendung eines so schweren Motors wie des 70 PS-Renault (der nach eigener Angabe der Firma 190 kg wiegt) auf einem Eindecker von Morane, da diese Maschinen früher gerade durch ihre besondere Leichtigkeit auffielen. Damit dürfte es jetzt zu Ende sein, denn nach eigener Angabe der Firma wiegt der Apparat mit Renault-Motor ohne Panzerung 420 kg, ein normales, aber keineswegs besonders geringes Gewicht für ein derartiges Flugzeug. Der Einbau des Renault-Motors ist übrigens recht geschickt ausgeführt, so daß die Form des Bootes dadurch kaum ungünstig beeinflusst wird. Der Ventilator sitzt hinter den Zylindern und saugt die Luft durch besondere seitliche Öffnungen in der Rumpfhülle an.

Der zweite mit Gnôme-Motor ausgerüstete Zweisitzer ist als gepanzerter Militärapparat gebaut. Die Panzerung aus 1 mm starkem Blech aus Chromnickelstahl umgibt allerdings nur den unteren Teil des Rumpfes, dort, wo die Sitze für Führer und Fluggast liegen, während der freiliegend angeordnete Gnôme-Motor ungeschützt bleibt und auch nur auf der Oberseite von einer Blechhaube umgeben ist. Mit Rücksicht auf die militärische Verwendung sind vor dem sehr geräumigen Passagiersitz zwei die ganze Höhe des Boots einnehmende Fenster vorgesehen, die sonderbarerweise nicht aus unzerbrechlichem Material wie Cellon, sondern aus Glas bestehen. Am Boden befindet sich außerdem eine Öffnung zum Durch-

sind die Achsstummeln, auf denen die Räder sitzen, drehbar befestigt. Diese Achsstummeln liegen zwischen zwei festen Rohren und sind neben den Rädern durch übergelegte Gummischüre abgedeckt (beim Morane-Renneindecker des Vorjahres fehlte die Federung vollständig). Beim Durchfedern bewegen sich die Achsen in besonders ausgesparten Führungen in den Stützstangen auf- und abwärts. Die Gummifedern sind durch Blechkappen überdeckt.

Eine weitere Veränderung gegenüber den Modellen des Vorjahres liegt darin, daß bei den beiden neuen Zweisitzern die feste Schwanzfläche fehlt; die ganze Fläche ist — wie schon auf der letzten Ausstellung am Bristol-Eindecker — als Höhensteuer beweglich. Die feste Fläche wurde fortgelassen, um

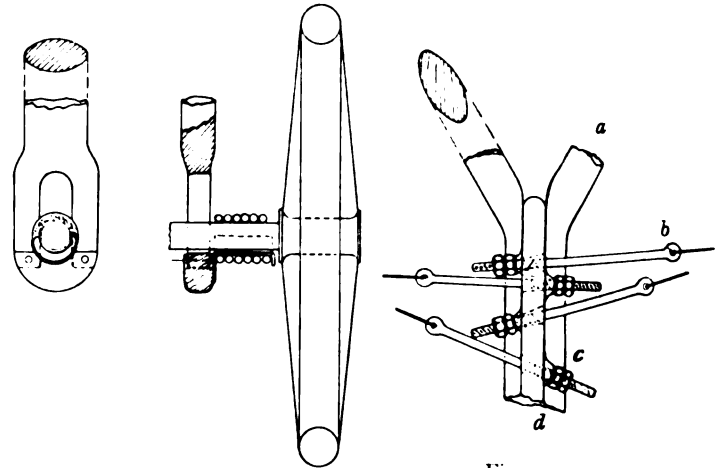


Fig. 20. Radfederung und Führung der Radachsen beim Eindecker von Morane-Saulnier.

Fig. 21. Befestigung der unteren Enden der Spannkabel.

die Steuerempfindlichkeit des Flugzeuges möglichst zu steigern, womit freilich der Nachteil einer etwas geringeren natürlichen Längsstabilität verbunden ist. — Bei dem kleinen Einsitzer, der sonst ganz gleich gebaut ist wie die größeren Maschinen, ist der mittlere Teil der Schwanzfläche als feste Fläche beibehalten worden.

Die Flügel besitzen die bekannte Morane-Form, bei der die Abrundung der Enden umgekehrt wie bei Blériot ausgeführt ist. Am Boot sind sie vorn und hinten bis zu den beiden Holmen abgeschnitten, um die Aussicht sowohl vom Führersitz als auch vom Beobachtersitz möglichst frei zu gestalten. Die Verspannung erfolgt durch drei Drahtseile für jeden Holm, von denen die innersten an den Fahrgestellstützen neben den

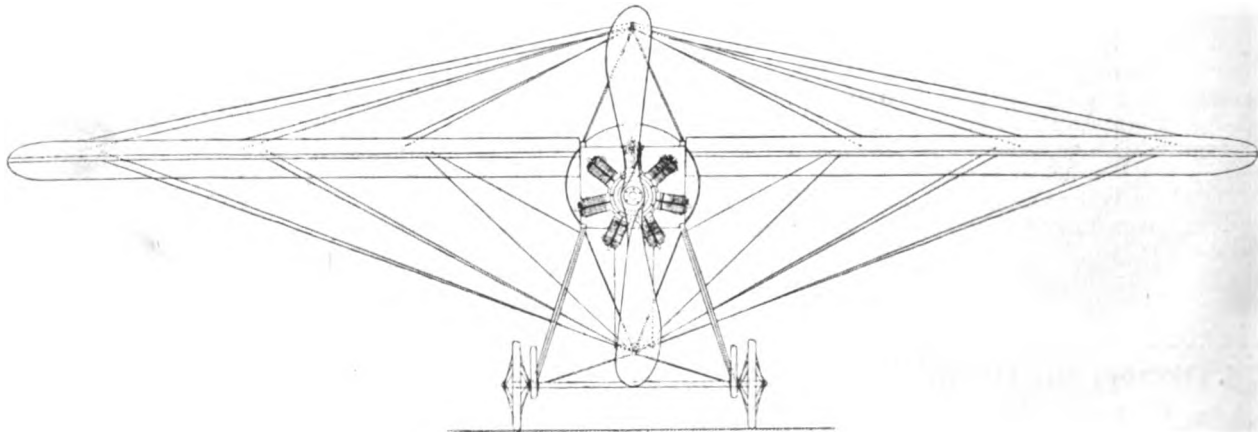


Fig. 22. Eindecker von Borel.

schießen und Abwerfen von Bomben. Außerdem befindet sich vor dem Passagiersitz noch eine Handkurbel zum Andrehen des Motors.

Als Neuerung ist vor allem das abgeänderte Fahrgestell zu erwähnen, das aus sechs flachen Stahlrohren gebildet ist, von denen die beiden mittleren zugleich den unteren Spannbock für die Flügelverspannungen bilden. An diesem Spannbock

Rädern, die übrigen beiden an dem schon erwähnten Spannbock *a* (Fig. 21) befestigt sind. Sehr einfach ist die Befestigung und Nachspannung dieser Kabel durch Ringbolzen *b*, die durch Vermittlung der Muttern *c* auf Kugelunterlagen in das auf den beiden Streben *a* angeschweißte starke Blech *d* eingesetzt sind (siehe auch die Befestigungsart von Blériot, Fig. 8 S. 292). Die Seile sind Litzenseile und die Endschleifen sind durch

Spleißung hergestellt. Fast ebenso stark wie die unteren Verspannungen sind die nach oben und die nach vorn gehenden gehalten, doch erfolgt bei diesen die Nachspannung durch gewöhnliche Spanner. Die unteren Kabel des hinteren Holms sind alle drei an einen Hebel am Fahrgestell geführt, der durch Drahtseile vom Steuerrad aus bewegt wird, so daß die Verwindung zwangsweise auf alle drei Haltepunkte übertragen wird. Die Biegungsbeanspruchungen des hinteren Holms werden dabei in den meisten Fällen wohl höher ausfallen als wenn nur ein Kabel zwangsweise angezogen wird und die anderen frei nachgeben können.

Borel.

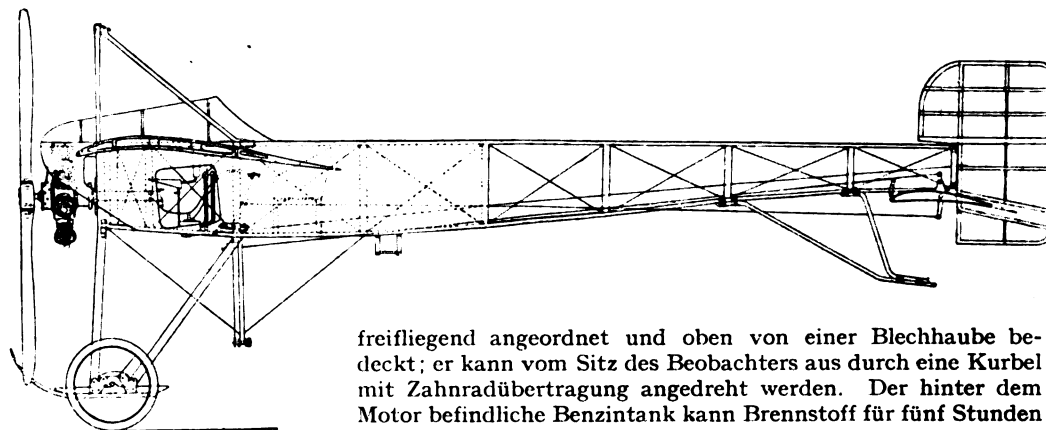
Auch die Firma Borel, die sich bekanntlich erst im Vorjahre von Morane abgetrennt hat, stellt drei komplette Flugzeuge aus: ein einsitziges Landflugzeug, ein zweisitziges Wasserflugzeug und den neuen Panzer-Eindecker.

Der Einsitzer ist ein älteres Modell und unterscheidet sich nicht wesentlich von dem alten Eindecker Morane-Borel, der sich im vorigen Jahre, besonders beim Fluge Paris—Mailand, bewährte.

Bedeutend mehr Interesse erregt der Wassereindecker (s. Heft 18, Fig. 10, Taf. 13), mit dem Chemet auf dem Wettbewerb in Tamise den ersten Preis gewann. Außer durch die größeren Maße und das Schwimmeruntergestell weicht er von dem Landeindecker nicht stark ab. Er ruht auf zwei langen, vierkantigen Schwimmern vom gleichen Typ, wie ihn Farman benutzt, und einem kleinen Hilfsschwimmer am Schwanzende. Die Außenhaut der Schwimmer besteht aus Zedernholz mit Metallbeschlägen und ist durch eine Querwand in zwei Schotten geteilt. Ein kräftiges Untergestell aus Stahlrohren trägt das vierkantige Boot, in dem die Sitze für Führer und Beobachter (vor dem Führer) untergebracht sind. Die Flügel sind vorn am Boot bis zum ersten Holm ausgeschnitten, so daß der Beobachter alles Terrain vor sich und selbst vertikal unter sich übersieht; durch Fenster wird die Aussicht noch mehr erweitert, und auch der Führer, der an der Hinterkante der Flügel sitzt, hat eine ziemlich gute Aussicht. Der Führer ist mit dem Beobachter durch ein kleines Stellwerk verbunden, mit dem dieser ihm eine Anzahl von Aufträgen durch Einstellung eines Zeigers auf einer Signalscheibe unzweifelhaft kenntlich machen kann; auf der Scheibe stehen die Aufschriften »Rechts — links steuern«, »Höher«, »Tiefer«, »Zum Abflugsort zurück« usw. Solange mit dem starken Lärm

des Motors gerechnet werden muß, der eine mündliche Verständigung unsicher macht, ist eine solche einfache Vorrichtung vielleicht nicht unnütz.

Der Motor — ein 80 PS-Gnôme — ist vor dem Rumpf



freifliegend angeordnet und oben von einer Blechhaube bedeckt; er kann vom Sitz des Beobachters aus durch eine Kurbel mit Zahnradübertragung angedreht werden. Der hinter dem Motor befindliche Benzintank kann Brennstoff für fünf Stunden aufnehmen.

Der Panzer-Eindecker von Borel (Fig. 3, S. 277) ähnelt in seiner Form sehr dem »Monocoque« von Deperdussin, nicht nur durch den runden Rumpf sondern auch durch die am Rumpf schmälere, nach außen breiter werdenden Flügel. In der inneren Bauart weicht er aber trotz der äußeren Ähnlichkeit stark von ihm ab; denn während bei Deperdussin die Schale des Bootes in sich die nötige Festigkeit besitzt, ist hier im Innern ein besonderes Holzgerüst vorhanden, so daß die aus Holzfournier in drei Lagen bestehende Außenhaut nur die sonst übliche Stoffbespannung ersetzt. Die Meinung des Konstrukteurs (Odier), daß man dadurch bei gleicher Festigkeit das Gewicht niedriger halten könne, dürfte zutreffen, aber die Kosten der Herstellung werden wohl auch nicht unbedeutend

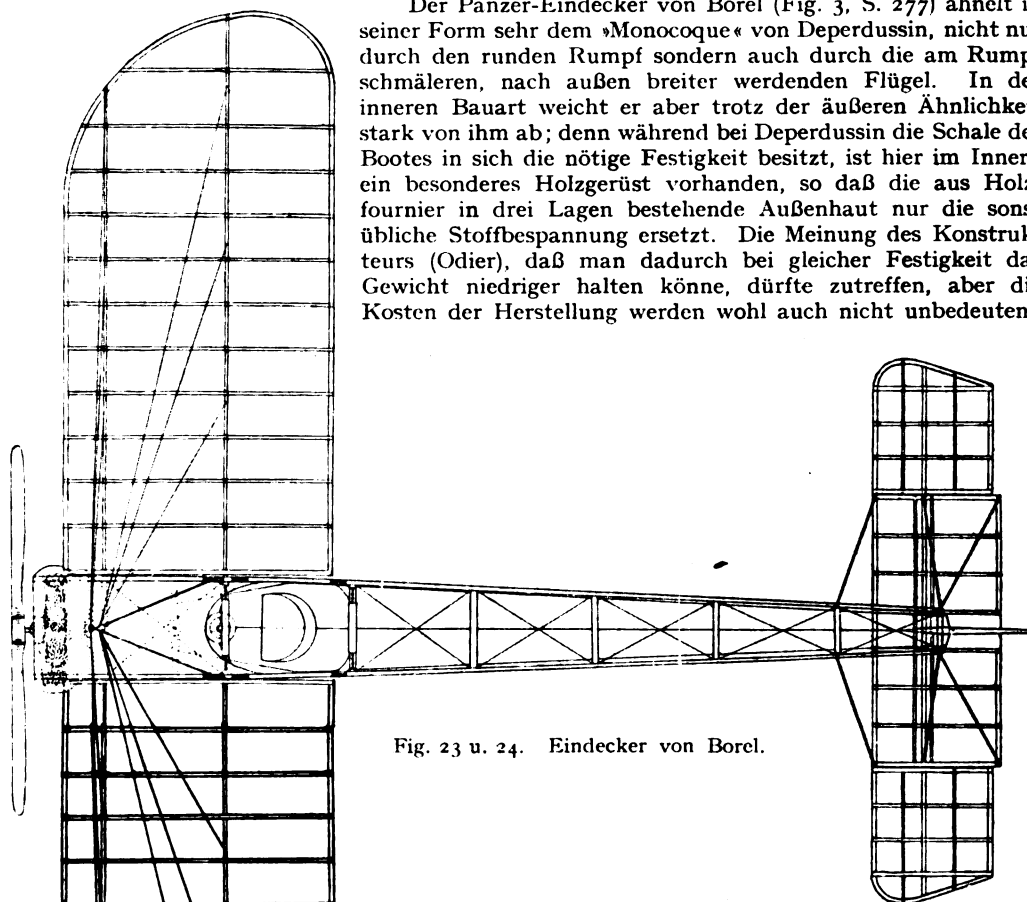


Fig. 23 u. 24. Eindecker von Borel.

höher sein als bei einer Holzschale ohne inneres Gerüst. Das Boot des Borel-Eindeckers soll bei 5 m Länge nur 17,5 kg wiegen und eine in der Mitte angehängte Last von 350 kg ohne merkliche Durchbiegung tragen.

Die Flügel sind ziemlich stark gewölbt, um eine möglichst große Auftriebskraft bei größeren Anstellwinkeln zu erhalten und dadurch eine Landung mit relativ geringer Geschwindigkeit zu ermöglichen. Dieser Vorteil wurde für ein verhältnismäßig schweres, gepanzertes Militärflugzeug für wichtiger gehalten als eine möglichst hohe Maximalgeschwindigkeit, wie sie besser mit sehr flachen Flügeln erzielt wird.

Die Verspannung der Flügel geschieht durch zwei Drahtseile pro Holm, die aber zum gleichen Punkt führen und an der gleichen Schelle (aus Vanadiumstahl) angreifen; auf das Ungenügende einer solchen Reserve wurde bereits hingewiesen; da auch der Luftwiderstand der beiden parallel laufenden Seile kaum wesentlich geringer ist als der zweier getrennter

Seile, so scheint diese Anordnung um so weniger gerechtfertigt. Der Behauptung des Konstrukteurs, daß Brüche von Schellen nie vorkommen, kann man wohl nur insoweit zustimmen, daß solche Brüche seltener sind als Seilbrüche. Es wäre zu wünschen, daß Borel recht bald (ebenso wie Nieuport) von dieser nicht ganz sicheren Art der Verspannung abgehen würde.

Am Fahrgestell sind die Spannseile des vorderen Holms gekreuzt (Fig. 3, S. 277), ein einfaches und jetzt ziemlich beliebtes Mittel, um den Rädern auszuweichen. Die Verbindungs-

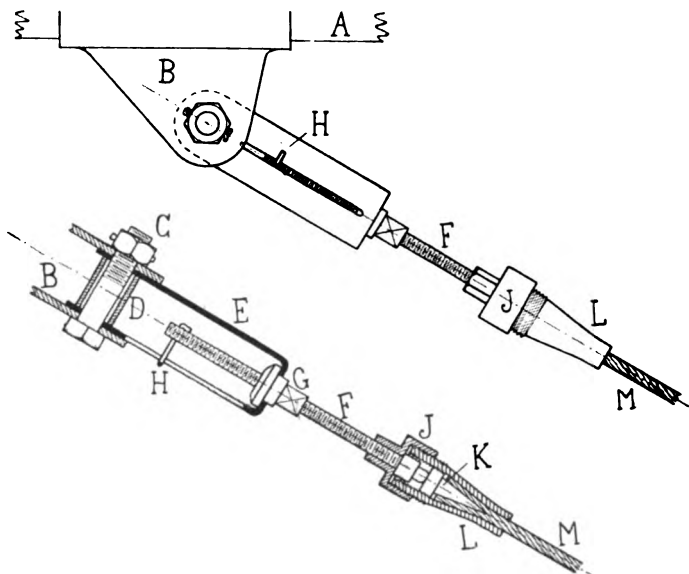


Fig. 25. Kabelverbindung am Eindecker von Borel.

stange zwischen beiden Befestigungspunkten wird dann natürlich nicht wie sonst auf Zug, sondern auf Druck beansprucht und fällt daher stärker aus. Wenn sie aber wie hier aus Holz besteht, so ist gerade die Beanspruchung auf Druck vorteilhafter, da die Endverbindungen dann einfacher und fester ausfallen. Die eben erwähnte Verbindungsstange enthält oben eine Rinne, in der die Achse der beiden Räder liegt, die an den

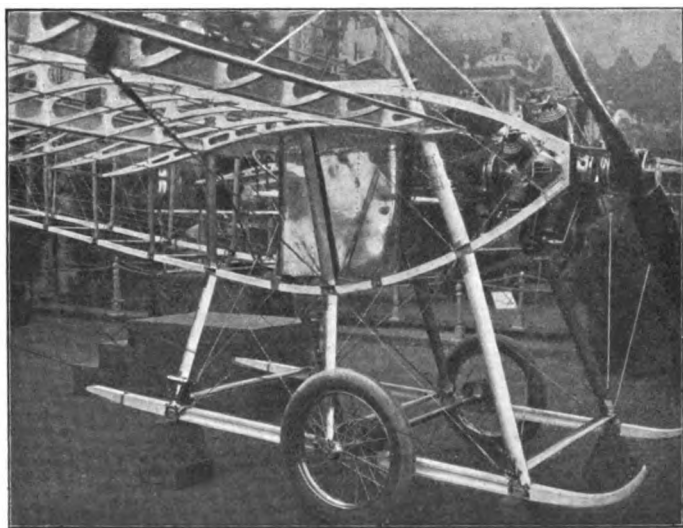


Fig. 26. Eindecker von Hanriot.

Enden durch Gummischnüre gefedert ist. Die beiden ganz kurzen Kufen dürften wohl unnütz sein und ein Umkippen des Flugzeugs keinesfalls verhindern. Die vier Stützen des Fahrgestells bestehen aus Stahlrohr von tropfenförmigem Querschnitt; Rohre dieser Art waren noch vor kurzer Zeit kaum erhältlich und man mußte sich meist mit ovalen Rohren von oft recht wenig günstigem Querschnitt zufriedengeben.

Der 80 PS-Gnome-Motor ist nicht freifliegend, sondern zweiseitig gelagert; das vordere Lager ist in einem gewölbten Blech untergebracht, das von vier gleichfalls aus Blech in

T-Form gebildeten, gebogenen Armen gehalten wird. Auf diesen Armen ist die eigentliche Blechverkleidung des Motors durch Schrauben befestigt. Auch der obere Spannbock ist beiderseits mit Blech verkleidet, so daß ein kleiner, pyramidenartiger Aufbau entsteht. Dadurch soll die Luft geteilt und nach beiden Seiten abgelenkt werden, so daß der Führer vom Wind wenig belästigt wird. Nach den an ähnlichen Anordnungen von Windablenkern (Saute-vent) angestellten Messungen¹⁾ dürfte die Wirkung dieser Anordnung recht gut sein, und sie hat vor den sonst gebräuchlichen Anordnungen, die den Wind nach oben ablenken (s. z. B. Maurice Farman), den Vorteil, keine den Auftrieb vermindernde Kraft hervorzurufen.

Von den sehr zahlreichen und verschiedenartigen Kabelverbindungen, die Borel anwendet, ist eine der interessantesten in Fig. 25 abgebildet. Das Kabel M ist in dem hohlen Konus L durch den Keil K festgeklemmt und außerdem durch Ausgießen festgehalten. Zur Nachstellung dient die Schraube F mit dem Nippel G; der Stift H, der in einem Schlitz des gebogenen Bleches E gleitet, verhindert beim Anziehen des Nippels den Bolzen, sich mitzudrehen.

Hanriot.

Die Firma Hanriot, die früher einen an Antoinette erinnernden Eindecker mit sehr schlankem, bootförmigem

Rumpf baute (der bekanntlich auch in Deutschland von der »Aviatik« aufgenommen wurde), hat diesen Typ schon zu Beginn dieses Jahres aufgegeben und einen neuen eingeführt, der — bis auf das Fahrgestell, das fast unverändert geblieben ist — sich stark an den Nieuport-Eindecker anlehnt. Die beiden im Salon ausgestellten Apparate, von denen einer unbespannt gelassen war (Fig. 26), erregten die Aufmerksamkeit der Fachleute durch ihre saubere Konstruktion und die sorgfältige Ausführung aller Einzelheiten. Einige derselben sind in den Fig. 27 bis 29

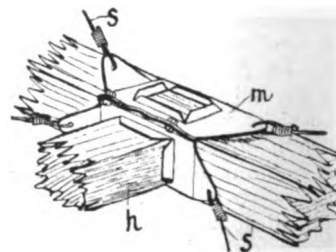


Fig. 27. Eckverbindung am Eindecker von Hanriot.

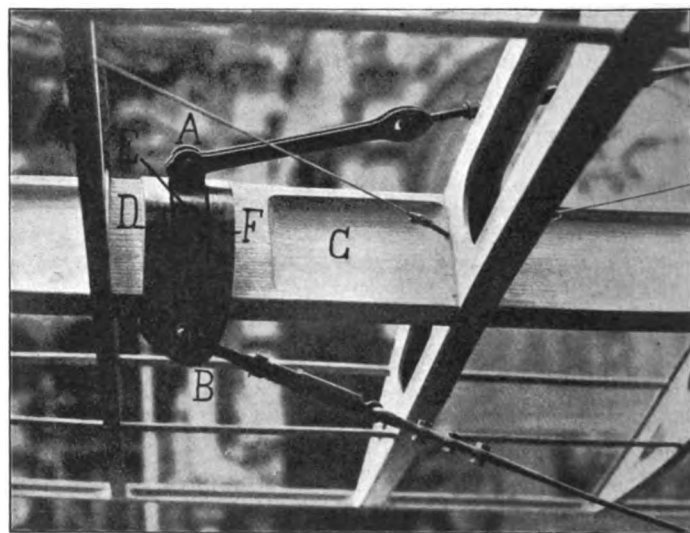


Fig. 28. Befestigung der Spannseile an den Flügelholmen beim Eindecker von Hanriot.

dargestellt. So zeigt Fig. 27 eine aus einem einzigen Stück Blech hergestellte Eckverbindung des Rumpfes, bei der jede Schwächung des Holzes durch Schraubenlöcher vermieden ist; wie es allerdings mit der Sicherheit gegen seitliche Verschiebung auf dem Holm bestellt ist, ist eine andere Frage. In Fig. 28 sieht man die Befestigung der Spannseile an den Flügelholmen. Damit die Seile ohne Klemmung schräg nach vorn

¹⁾ Siehe La Technique Aéronautique, Nr. 50, S. 33, 15. Jan. 1912.

abgehen können, sind, wie man sieht, die Anschlußschellen *A*, *B* mit runden Hülzen verbunden, die sich um den an dieser Stelle zu einem Kreiszylinder verstärkten Holm *C* drehen können; da die untere Schelle *B* mit den zwei äußeren Hülzen *D*, *F*, die obere *A* mit der mittleren Hülse *E* verbunden ist, so können sich beide Kabel unabhängig von einander einstellen. Allerdings muß auch hier das gleiche Bedenken wie bei der eben erwähnten Eckverbindung erhoben werden; es ist nicht ersichtlich, wie diese Hülzen gegen Verschiebung auf dem Holm unter der Wirkung der Seilzüge genügend gesichert sind (eine Frage, der übrigens viele Konstrukteure nicht die ihr gebührende Aufmerksamkeit zuzuwenden scheinen, denn die meist benutzten, auf Abscherung beanspruchten Bolzen sind oft sehr bedenklich dünn!). Am unteren Ende geschieht die Befestigung der Verspannungsseile durch Muffen, die über die Stützen des Fahrgestells geschoben und durch Bolzen festgeklemmt werden; um diese Bolzen sind auch gleich die eingespleißten Kauschen der Seile gelegt. Die Verwindungskabel *a*, *b*, *c*, *d* (Fig. 29) sind an zwei in ähnlicher Weise befestigten Winkelhebeln *A*, *A*₁ befestigt, an denen die vom Steuerhebel kommenden Kabel *e*, *f* angreifen. Ein beide Winkelhebel verbindendes Kabel *g* nimmt den Seilzug auf. Diese etwas umständliche Anordnung wird bei Eindeckern mit zwei Kufen (und Verwindung) notwendig, wenn man nicht die Verwindungsseile über Rollen führen will, was im Interesse der Sicherheit vermieden werden sollte; sie hat außer der Kompliziertheit noch den Nachteil, daß das nahe am Boden querliegende Verbindungskabel Beschädigungen

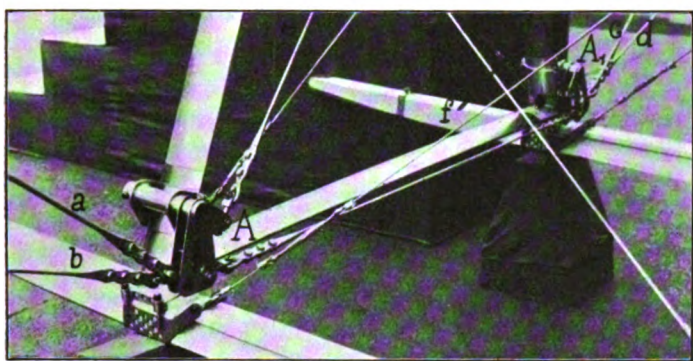


Fig. 29. Antrieb der Verwindungsseile am Eindecker von Hanriot.

stark ausgesetzt ist; ein Hindernis am Boden, das sonst vielleicht einen kleinen Schaden am Fahrgestell verursachen würde, kann so eine Demolierung der Flügel hervorrufen. Durch Höhersetzen der Querstützen kann dieser Übelstand stark vermindert werden (s. den Harlan-Eindecker), allerdings mit einer Einbuße an Festigkeit.

Neben den beiden Eindeckern war noch ein Stück eines zusammenklappbaren Rumpfes ausgestellt. Die Klappvorrichtung (Fig. 30) besteht aus einer Hülse *f*, in der ein Dorn *b* drehbar und verschiebbar untergebracht ist. Wird der Dorn

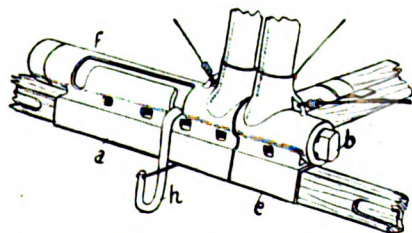


Fig. 30. Klappvorrichtung am Rumpf von Hanriot.

nach links geschoben, so tritt er in die am anderen Rumpfteile sitzende Hülse *e* ein, und durch Drehung legt sich das abgeflachte Ende bei *b* so vor zwei Vorsprünge, daß der Dorn nicht mehr zurück kann. An der Rückdrehung verhindert den Dorn das durch einen kleinen Draht gesicherte Ansatzstück *h*, durch das er auch bewegt wird. Außerdem sind natürlich beide Rumpfteile noch durch Scharniere verbunden, um die die Zusammenklappung erfolgt.

Ein ganz aus Stahl gebauter Hanriot-Eindecker wurde noch von der Firma Louis Clément ausgestellt. Die Verbindungen der einzelnen Stahlrohre sind bei ihm durchwegs durch autogene Schweißung hergestellt. Die Flügelrippen bestehen aus zwei dünnen Stahlrohren, die durch Querrohre versteift

sind. Ein Flügel von 7,25 qm Fläche wiegt (ohne Bespannung) 27 kg und hält eine Belastung von 1400 kg ohne merkliche Deformation aus. Diese Leistung ließe sich allerdings bei Holzkonstruktion schon mit einem geringeren Eigengewicht erzielen. Der ganze Apparat von 8,65 m Spannweite und 15 qm Tragfläche wiegt komplett mit 50 PS-Gnome-Motor 300 kg. (Fortsetzung folgt.)

Patentschau.

Von Ansbert Vorreiter.

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. S. 34 015. Zusammenlegbarer Fallschirm, dessen Entfaltung durch Federkraft erfolgt. Hermann Samel, Breslau, Klosterstraße 22/24. A. 13. 6. 11. E. 21. 1. 13.

77 h. W. 34 002. Umkehrgetriebe für eine Antriebsvorrichtung für Luftschiffe, Wasserfahrzeuge u. dgl. mit jalousieartigen in der Fahrtrichtung hin und herbewegten Treibflächen. Luftschiffsantriebs-Gesellschaft m. b. H., Berlin. A. 26. 1. 10. E. 21. 1. 13.

77 h. G. 32 280. Steuervorrichtung für Flugzeuge u. dgl. Halvor Gaara, Bö, Telemarken, Norw.; Vertr.: H. Springmann, Th. Stort u. E. Herse, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 61. A. 13. 8. 10.

77 h. M. 44 230. Flugzeug mit selbsttätiger Stabilisierung. Max Meister, Zürich, Schweiz; Vertr.: Karl J. Mayer, Pat.-Anw., Barmen. A. 7. 4. 11. E. 25. 1. 13.

77 h. S. 33 145. Strebenbefestigung für Flugzeuge. Siemens-Schuckertwerke, G. m. b. H., Berlin. A. 3. 2. 11.

77 h. W. 35 949. Flugzeug mit unter Vermittlung von Fühlflächen verstellbaren Stabilisierungsflächen. Joseph Wetterwald, Luzern, Schweiz; Vertr.: Max Theuerkorn, Zwickau i. S. A. 28. 10. 10. E. 25. 1. 13.

77 h. H. 56 234. Flugzeugsteuerung mit zwei Steuerhebeln. Harlan-Werke G. m. b. H., Berlin-Johannisthal. A. 11. 12. 11. E. 28. 1. 13.

Erste Ordentliche Mitglieder-Versammlung der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik.¹⁾

Schon bei der Gründungsversammlung der Gesellschaft am 3. April d. J. hatte es sich als wünschenswert herausgestellt, noch in diesem Jahre eine Ordentliche Mitgliederversammlung einzuberufen, in der die Satzung der Gesellschaft endgültig angenommen werden sollte, um sie bei der Eintragung ins Vereinsregister vorzulegen und dadurch erst ein umfangreiches, gedeihliches Arbeiten der Gesellschaft herbeizuführen. Die Satzung war von einem provisorischen Arbeitsausschuß ausgearbeitet und den Anforderungen des Vereinsgesetzes durch die gütige Mitarbeit des Herrn Regierungsrats Dr. v. Hülse n aus dem Kultusministerium angepaßt worden, so daß sie in der Versammlung mit einigen geringfügigen Änderungen, auf die bei den einzelnen Punkten eingegangen wird, angenommen wurde.

Den Plenarsitzungen am 25. und 26. Nov. ging am Sonntag den 24. Nov., eine Beratung des Vorstandes voraus, in welcher die Tagesordnung der Geschäftssitzung besprochen und einige der Versammlung vorzulegende Vorstandsbeschlüsse formuliert wurden. Am Sonntag Abend vereinigte eine Einladung des Frankfurter Vereins für Luftschiffahrt die Teilnehmer an der Versammlung in zwangloser Weise im Carlton-Hotel, so daß schon hier die für solche Versammlungen sich als so zweckmäßig und nutzbringend erwiesene persönliche Besprechung der einzelnen Herren über aktuelle Fragen ihren Anfang nehmen konnte. Am nächsten Tage begann um 9 Uhr die Geschäftssitzung, an die sich sofort der wissenschaftliche Teil anschloß, der bis in den Nachmittag hinein dauerte. Als angenehme Unterbrechung war in den Räumen des Physikalischen Vereins, Frankfurt a. M., dessen großer Hörsaal für die Sitzungen verwendet wurde, ein kleines Frühstück vorbereitet, welches der Vorsitzende des Physikalischen Vereins, Herr Geheimrat Dr. L. Gans, der Gesellschaft gab.

Für die Geschäftssitzung war folgende Tagesordnung vorgesehen:

¹⁾ Der heutige Bericht bezieht sich nur auf die Geschäftssitzung; der wissenschaftliche Teil und die übrigen Veranstaltungen der Sitzung werden im nächsten Heft eingehend behandelt.

- a) Bericht des Vorstandes;
- b) Bericht des Wissenschaftlich-Technischen Ausschusses;
- c) Antrag des Herrn Prof. Dr. Poeschel, Meissen, den Namen der Gesellschaft abzuändern in: »Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt.«
- d) Endgültige Beschlußfassung und Genehmigung der Satzung;
- e) Wahl des Gesamtvorstandes und des Geschäftsführenden Vorstandes;
- f) Wahl zweier Rechnungsprüfer;
- g) Festsetzung des Etats für das laufende Geschäftsjahr;
- h) Aussprache über die Einführung einer eigenen Zeitschrift;
- i) Beschlußfassung über den Eintritt in den Deutschen Luftfahrer-Verband;
- k) Wahl des Ortes für die Ordentliche Mitgliederversammlung 1913.

Vor Eintritt in die Tagesordnung begrüßte der Vorsitzende der W. G. F., Geh. Reg.-Rat Dr. v. Böttinger, Elberfeld, die Anwesenden, dankte ihnen für ihr dadurch der Gesellschaft zum Ausdruck gebrachtes Interesse, und gab zugleich bekannt, daß der Ehrenvorsitzende der Gesellschaft, S. K. H. Prinz Heinrich von Preußen, zu seinem großen Bedauern heute nicht an der Versammlung teilnehmen könnte, daß er jedoch für den Dienstag bestimmt die Leitung der Sitzung übernehmen würde. Hierauf nahm Geheimrat Dr. Gans das Wort zu einer Begrüßungsansprache der Gesellschaft, indem er an die langjährigen Beziehungen anknüpfte, die Frankfurt a. M. und besonders den Physikalischen Verein mit der Luftfahrt verbinden. Er wies kurz auf die Ila hin, die Förderung der wissenschaftlichen Interessen durch ihre wissenschaftliche Kommission, auf die Errichtung einer eigenen Dozentur für Luftfahrt im Physikalischen Verein und endlich auf die Bestrebungen des Frankfurter Vereins für Luftschiffahrt.

Nachdem der Vorsitzende Herrn Geheimrat Gans für den herzlichen Willkommengruß den Dank der Gesellschaft aussprach, gab er zugleich zum ersten Punkt der Tagesordnung den Bericht des Vorstandes. Er gedachte kurz der Beziehungen der Gesellschaft zur Göttinger Vereinigung, die gerade hier in Frankfurt a. M. zur Zeit der Ila die Bekanntschaft mit Herrn August Euler vermittelte, wodurch vielleicht der erste Anstoß zur Errichtung der Gesellschaft gegeben wurde. Auch die in Deutschland erreichte Höhe der Nationalflugspende, die trotz der Zeppelin-Spende und trotzdem Deutschland wesentlich später an die Flugtechnik herangetreten ist als Frankreich, doch die Volksspende dieses Landes fast um das Doppelte übersteigt, wurde erwähnt und zum Schluß noch die hochherzige Stiftung des Deutschen Kaisers durch Aussetzung eines Preises für den besten deutschen Flugmotor hervorgehoben.

Als Vorstandsbeschluß beantragte der Vorsitzende dann, daß die Obmänner der Unterausschüsse mit beratender Stimme an den Vorstandssitzungen teilnehmen sollen, was die Zustimmung der Versammlung fand; ferner eine Satzungsänderung darüber, daß dem Vorstand wenigstens 6, höchstens 30 Beisitzer angehören sollen, um hierdurch wünschenswerte Zuwahlen gegebenenfalls vornehmen zu können. Auch dies wurde von der Versammlung genehmigt.

Zum zweiten Punkt der Tagesordnung berichtete Prof. Dr. v. Parseval kurz das, was den Lesern aus dem Bericht dieser Zeitschrift S. 25 und 105 zum größten Teil bekannt ist.

Der dritte Punkt der Tagesordnung erledigte sich dadurch sehr schnell, daß Herr Prof. Poeschel seinen Antrag, da keine Aussicht bestand, die Namensänderung durchzusetzen, zurückgezogen hatte. Es wurde dann zunächst über den Punkt h der Tagesordnung gesprochen und hier nach kurzer Debatte dem Antrag des Vorstandes Folge gegeben, eine eigene Zeitschrift neben dem Jahrbuch den Mitgliedern zuzustellen. Als geeignete bestehende Zeitschrift wurde die Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt unter Leitung von Prof. Prandtl und Zivilingenieur Vorreiter (Verlag Oldenbourg) gewählt. Gleichzeitig wurde beschlossen, den Mitgliedbeitrag auf 25 M. zu erhöhen, dagegen das Eintrittsgeld erst vom Schluß der Ordentlichen Mitgliederversammlung 1913

an zu erheben. Für lebenslängliche Mitglieder wurde sinngemäß der Beitrag auf 500 M. erhöht. Hierauf erfolgte unter Berücksichtigung der vorerwähnten Punkte endgültige Annahme der Satzungen und der Vorstand wurde in folgender Zusammensetzung gewählt.

Unter dem Ehrenvorsitz Seiner Königlichen Hoheit Prinz Heinrich von Preußen:

3 Vorsitzende (Geschäftsführender Vorstand): Geh. Regierungsrat Dr. v. Böttinger, Mitglied des Herrenhauses, Elberfeld, Prof. Dr. v. Parseval, Berlin, Prof. Dr. Prandtl, Göttingen.

Beisitzer: Geh. Oberregierungsrat Albert, Berlin, Geh. Regierungsrat Prof. Dr. Abmann, Lindenberg, Dr.-Ing. Bendemann, Königswusterhausen, August Euler, Frankfurt a. M., Prof. Dr. Finsterwalder, München, Exzellenz von der Goltz, Generalleutnant, Berlin, Bankier Hagen, Potsdam, Prof. Dr. Hartmann, Frankfurt a. M., Geh. Regierungsrat Prof. Dr. Hergesell, Straßburg, Geheimrat Prof. Dr. C. v. Linde, München, Kapitän z. S. Lübbert, Berlin, Exzellenz Freiherr v. Lyncker, General, Berlin, Exzellenz Merten, Berlin, Ministerialdirektor Naumann, Berlin, Exzellenz v. Nieber, Berlin, Max Oertz, Hamburg, Prof. Dr.-Ing. Reißner, Aachen, Geh. Hofrat Prof. Scheidt, Dresden, Generalmajor Schmiedeknecht, Berlin, Prof. Schütte, Danzig, Graf Sierstorpff, Berlin, Geh. Oberregierungsrat Dr. Tull, Berlin, Prof. Wagener, Danzig, Prof. Dr. Wachsmuth, Frankfurt a. M., Wirkl. Geh. Oberregierungsrat Dr. Zimmermann, Berlin.

Die Wahl als Rechnungsprüfer fiel auf die beiden Herren Bankier P. Meckel, Berlin, und Assessor J. Sticker, Berlin. Über den nächsten Punkt der Tagesordnung gab Geheimrat v. Böttinger, da der Etat vom provisorischen Arbeitsausschuß bereits genehmigt war, einen kurzen Bericht, und die Versammlung erklärte sich mit den Ausführungen einverstanden. Zum nächsten Punkt wurde beschlossen, die Formalitäten für den Eintritt der Gesellschaft in den Deutschen Luftfahrer-Verband vorzubereiten und den Geschäftsführenden Vorstand zu ermächtigen, diesen Beitritt herbeizuführen. Für die Wahl des Ortes für die nächste Ordentliche Mitgliederversammlung 1913 lagen bereits die Anträge der Städte Breslau, Leipzig und Hamburg vor. Zwei weitere Anträge von Dresden (Geheimrat Grübler und Hauptmann v. Funcke) und Danzig (Prof. Schütte) gingen noch während der Geschäftssitzung ein. Nach den Ausführungen des Vorsitzenden erklärte sich aber die Versammlung mit dem Antrage des Vorstandes einverstanden und wählte als nächsten Tagungsort Berlin. Hiermit war die Tagesordnung erledigt, die Geschäftssitzung wurde geschlossen, und der wissenschaftliche Teil, über den im nächsten Heft berichtet werden wird, nahm seinen Anfang.

Es möge hier zum Schluß nur noch ein Depeschenwechsel folgen, weil er in markantester Weise das hohe Interesse bezeugt, das S. M. der Deutsche Kaiser den Bestrebungen der Gesellschaft entgegenbringt.

Auf ein Huldigungstelegramm, das der Ehrenvorsitzende, Prinz Heinrich, am Dienstag für die Versammlung absandte:

Seiner Majestät dem Kaiser,
Donaueschingen.

Seiner Majestät versichert die unter meinem Vorsitz tagende Wissenschaftliche Gesellschaft für Flugtechnik ihren tiefempfundenen Dank für die durch Euer Majestät der gesamten Luftfahrt zuteil werdende tatkräftige Fürsorge und erbittet Euer Majestät weitere allerhöchste Förderung.

Heinrich, Prinz von Preußen.

lief folgende Antwort ein:

Prinz Heinrich von Preußen,
Frankfurt a. M.

Ich danke Dir für die mir namens der Wissenschaftlichen Gesellschaft für Flugtechnik ausgesprochene Anerkennung, und ersuche Dich, den Mitgliedern der Gesellschaft mitzuteilen, daß ich nach wie vor ihren Bestrebungen im Interesse der Landesverteidigung und der Industrie mein wärmstes Interesse betätigen werde.

gez.: Wilhelm I. r.

Donaueschingen, 26. II. 12.

Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEUHR
DR.-ING. F. BENDEMANN

DR. R. EMDEN
PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN

DR. S. FINSTERWALDER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN

DR.-ING. H. FÖTTINGER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL
PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.

DR. FRITZ HUTH
GEH. REG.-RAT E. JOSSE
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG

DR. N. JOUKOWSKY
PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN.
HOCHSCHULE MOSKAU

R. KNOLLER
PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE
WIEN

DR.-ING. A. VON PARSEVAL
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
CHARLOTTENBURG

DR.-ING. H. REISSNER
PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE
AACHEN

DR. C. RUNGE
PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

A. WAGENER
PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE
DANZIG

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

28. Dezember 1912.

Heft 24.

Garuda-Propeller



siegten überlegen in allen diesjährigen bedeutenden Konkurrenzen

Überlandflugrekord Berlin—Hamburg

Sieger im Oberrheinflug

Sieger im Fernflug Berlin—Wien

Kieler Flugwoche:

Deutscher Höhenrekord ohne Passagier

Deutscher Passagier-Höhenrekord

II. Preis im Nordmarkenflug

Leipziger Flugwoche:

Sieger im Steigwettbewerb und II. PREIS
im Steigwettbewerb

Höhenrekord 4 500 m

Kruppflugwoche:

Sieger in 2 Überlandflugwettbewerben

Aeroplanturnier Gotha:

Sieger in allen Konkurrenzen, außerdem
alle II. Preise

Sieger im Flug Rund um Berlin, ferner
II. und IV. Preis

Berliner Herbstflugwoche:

Sieger in den 3 Hauptkonkurrenzen

Sieger im Süddeutschen Flug

Höhenweltrekord für Damen

Deutscher Dauerrekord

Garuda-Propeller-Bau G.m.b.H., Berlin-Neukölln

Naumburgerstraße 42/43 — Telegramm-Adresse: Garuda Berlin — Fernsprecher: Neukölln 625

ERFOLGE **OTTO** FLUGZEUGEN auf 1912

2 Passagier-Weltrekorde und über 100 000 Mark an Preisen

auf **Otto-Maschinen** im Jahre 1912 errungen, ein Beweis für die **riesige Leistungsfähigkeit** und **Betriebssicherheit** der Otto-Flugzeuge von denen eines **über 5000 km** in der Luft **ohne Defekt** zurücklegte.

GUSTAV OTTO · FLUGMASCHINENWERKE · MÜNCHEN

Lieferung von Militär-Apparaten und sportlichen Maschinen für Konkurrenz zwecke
Motor nach Wahl ————— Flugunterricht ————— Man verlange Prospekt

(95)

Verlangen Sie Verzeichnis technischer Werke

von der Verlagsbuchhandlung R. OLDENBOURG, München, Glückstraße 8.

Mercedes-Motoren

für Flugapparate und Luftschiffe

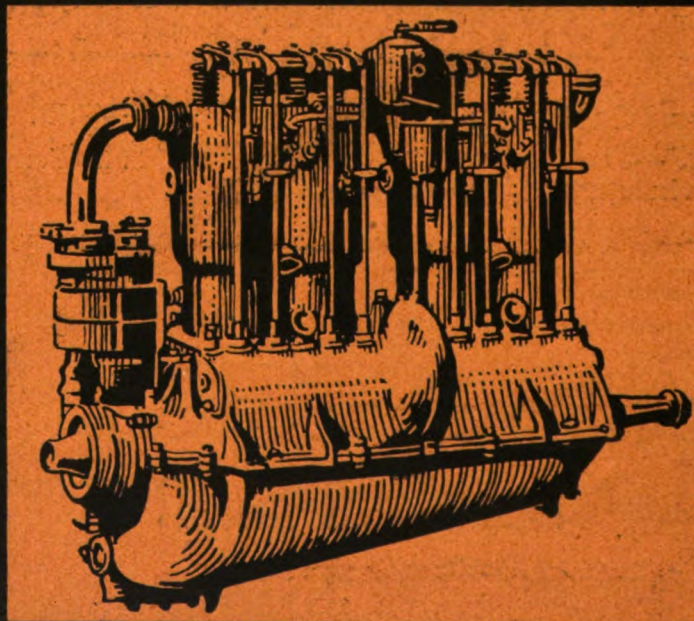
Sieger im Oberrheinischen Zuverlässigkeitsflug 1912

**Sieger
im
Fernflug**

MÜNCHEN

BERLIN

um den
**Kathreiner-
Preis**



**Sieger
im
Fernflug**

BERLIN

WIEN

1912

*

Sieger im Nordmarkenflug 1912

Daimler-Motoren-Gesellschaft



Stuttgart-Untertürkheim

Katalog steht Interessenten kostenlos zur Verfügung.



Integral-Schraube D.R.P.

Höhen-Passagier-Weltrekord
mit 8 Passagieren 1120 Meter in 17 Min.



besitzt sämtliche Weltrekords wie

Heiligendamm

I. Preis: Böchner — II. Preis: Thelen

Höhen-, Schnelligkeits- und Passagier-Weltrekords.

Spezialschrauben für Wasserflugzeuge, einzig bestbewährtes Fabrikat.

Integral-Propeller-Werke G. m. b. H., Frankfurt a. M.

Günderrodestraße 5. Tel.-Adr.: Integrale.

Filiale: Johannisthal b. Berlin, Kaiser-Wilhelmstraße 47.

(48)

Fräser für alle Zwecke

liefern wir seit Jahren als Spezialität,
wobei wir der Fabrikation von Fräsern
aus Schnellschnittstahl besondere Auf-
merksamkeit und Sorgfalt widmen.
Verlangen Sie unverbindliche Angebote.

(49)

Wanderer-Werke A.-G. Schönau bei Chemnitz



GEBRÜDER FRISCH K.G. AUGSBURG

EISEN- UND WELLBLECH-KONSTRUKTIONEN

Krananlagen Verladebrücken Industriegeleise Hängebahnen Schleusentore

== Der beste Ratgeber für Beruf und Haus ist: ==

MEYERS

Sechste, gänzlich neubearbeitete
und vermehrte Auflage

150.000 Artikel

GROSSES KONVERSATIONS-

16.831 Abbildungen

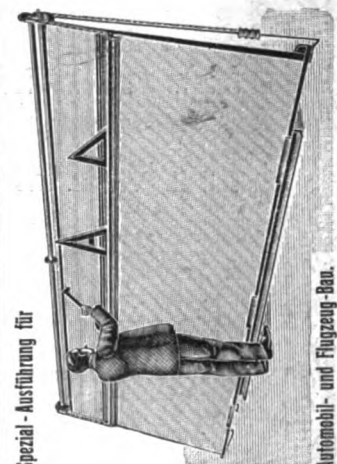
20 Halblederbände zu je 10 Mark
oder 20 Prachtbände zu je 12 Mark

LEXIKON

Verlag des Bibliographischen Instituts in Leipzig und Wien

Bestellungen auf Meyers Großes Konversations-Lexikon nimmt jederzeit zu bequemen
Bezugsbedingungen an die Buchhandlung von R. Oldenbourg, München, Glückstraße 10.

Dipl.-Ing. Siegfried Meier
Patentanwalt
Berlin SW., Gitschiner Str. 111.



Spezial-Ausführung für

Automobil- und Flugzeug-Bau.

Alleinfabrikation:

EMIL BACH, Heilbronn a. N.

Digitized by Google

R.OLDENBOURG**MÜNCHEN-BERLIN**

In **unserem** Verlage erscheint die für **jeden Berufsluftfahrer**, sei er **Führer, Steuermann oder Maschinist**, sowie für **jeden Ingenieur und Offizier** **hochwichtige Sammlung:**

Luftfahrzeugbau und -Führung

Hand- und Lehrbücher des Gesamtgebietes
in selbständigen Bänden

Herausgegeben von

Paul Neumann, Hauptmann a. D., Berlin

Bisher erschienen folgende Bände:

Band I und II.

Aeronautische Meteorologie

Von **Dr. Franz Linke**

Dozent für Meteorologie und Geophysik am Physikalischen Verein und der Akademie zu Frankfurt a. Main.

Teil I. VIII und 133 Seiten 8°. Mit 43 Textabbildungen und 8 Tabellen. **Preis in Leinwand gebunden M. 3.—.**

Teil II. VIII u. 126 Seiten 8°. Mit 37 Textabbildungen u. 7 farbigen Tafeln. **Preis in Leinwand gebunden M. 3.50.**

.... Der Leser wird nicht mit meteorologischen Details überhäuft, sondern muß überall den Eindruck gewinnen, daß ihm meteorologische Tatsachen mitgeteilt werden, welche für ihn als Ballonführer oder als Flieger von Bedeutung sein müssen. Namentlich das Kapitel „Schichtungen der Luft“ im II. Teil möchten wir der Aufmerksamkeit aller Ballonführer und Flieger besonders empfehlen.

(Allgemeine Ingenieur-Zeitung.)

R.OLDENBOURG**MÜNCHEN-BERLIN**

Band III.

Chemie der Gase

Allgemeine Darstellung der Eigenschaften und Herstellungsarten der für die Luftschiffahrt wichtigen Gase.

Von **Dr. Friedr. Brähmer**

Chemiker, Assistent a. d. Kgl. Militärtechnischen Akademie in Berlin.

VIII u. 145 Seiten 8°. Mit 62 Textabbildungen u. 3 Tabellen. **Preis in Leinwand geb. M. 4.—.**

... Die Schreibweise des Buches ist einfach und klar, selbst für den Laien, wenn er sich mit den Grundbegriffen der Chemie, die, wie erwähnt, im ersten Abschnitte dargelegt sind, vertraut gemacht hat, leicht verständlich, und so kann das Buch allen Freunden des Luftsportes empfohlen werden.

(Rhein.-Westfälische Zeitung.)

Band IV/V
[Doppelband].

Der Maschinenflug

Seine bisherige Entwicklung und seine Aussichten.

Von **Joseph Hofmann**

Regierungsbaumeister und Kaiserl. Regierungsrat, Genf.

232 Seiten 8°. Mit 160 Textabbildungen. **Preis in Leinwand gebunden M. 6.—.**

... Das Hofmannsche Buch zeichnet sich besonders durch Klarheit, Kürze und dadurch aus, daß es mit einer mustergültigen Anzahl von Quellenangaben ausgestattet ist, die das Buch für den, der spezielle Ideen verfolgen will, als Leitfaden geradezu unentbehrlich machen.

(Automobil- und Flugtechnische Zeitschrift.)

Band VI.

Luftschrauben

Leitfaden für den Bau und die Behandlung von Propellern.

Von **Paul Béjeuhr**VII und 180 Seiten 8°. Mit über 90 Textabbildungen. **Preis in Leinwand gebunden M. 4.—.**

... Dadurch erhebt sich Béjeuhrs Buch über die bisherigen, daß es nicht eine bestimmte Methode für die Berechnung zugrunde legt, sondern daß es den Leser in den Stand setzt, ohne weiteres jede Methode — mag sie bereits bestehen oder kommen — für sich zu verwenden. Das ist die großtätige Grundlage dieses Buches! Ein breiter Raum ist den Propellerversuchen eingeräumt, weil der Verfasser es für jeden Konstrukteur und Luftfabrer für nötig hält, sich schnell die Möglichkeit schaffen zu können, seine Schraube auf ihre Leistung hin zu prüfen. Die Herstellung der Luftschrauben (als Einzelkonstruktion und als Massenartikel) wird genau beschrieben, ihr schließt sich eine Besprechung bereits ausgeführter Propeller jeglichen Materials an. . . .

(Hamburger Nachrichten.)

Band VII u. VIII. Bau und Betrieb von Prall-Luftschiffen

Von **R. Basenach, Ingenieur in Berlin**Teil I. VI und 101 Seiten 8°. Mit 22 Textabbildungen. **Preis in Leinwand gebunden M. 3.—.**Teil II. VI und 117 Seiten 8°. Mit 80 Textabbildungen. **Preis in Leinwand gebunden M. 3.—.**

... Der in Fachkreisen wohlbekannte Verfasser Richard Basenach hat es ausgezeichnet verstanden, diesem sich in letzter Zeit besonderer literarischer Aufmerksamkeit erfreuenden Gebiete neue Seiten abzugewinnen und den Stoff so zu behandeln, daß es selbst dem Laien Vergnügen bereiten wird, den Ausführungen des Verfassers zu folgen. Aber auch für den Fachmann finden sich manche wertvolle Winke und bisher noch nicht veröffentlichte Ergebnisse der neuesten Forschung, sodaß das begonnene Werk sich auch in dieser Hinsicht sehr verdient macht. Wir können es daher der Allgemeinheit nur bestens empfehlen. . . .

(Patent und Industrie.)

Flugzeug-Patent

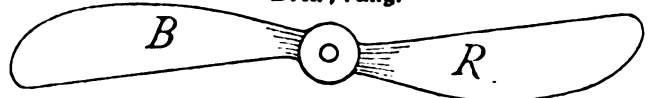
zu verkaufen oder zu verwerten gesucht.

**Neue Anordnung der Tragfläche.
= Automatisches Gleichgewicht. =**

Offerten erbittet

Ing. SINAVE-MIGNOT, 145 rue Royale, Brüssel (Belgien).

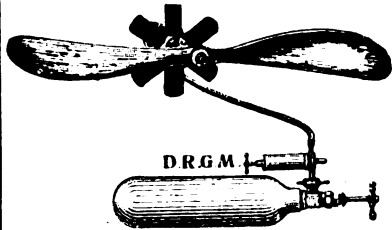
Spezialität vierflügelige Luftschraube.
D. R. P. ang.



(83)

Siegreichste Luftschraube der Gegenwart.

Behrend & Rüggebrecht, Berlin N., Wollankstr 64.



„Cyklon-Motore“

[Preßluft-Motore für Modelle D. R. G. M.]

3 Cyl. — 5 Cyl. — 8 Cyl. — Druckregler [D. R. G. M.]

Leichte Stahlflaschen :: Sicherheits-Füllrohre liefert

MAX BRAUNE · LEIPZIG

Prospekte gratis und franko

== Propeller ==

= liefert zu billigen Preisen =

E. Bienek Metz - Sablon

Kapellenstr. 58

Jeder Propeller wird auf Grund von Berechnungen konstruiert, die im Verhältnis zur Motorleistung den besten Wirkungsgrad ergeben

(77)

Bestbewährte Eindecker, Tragdecken, Propeller usw. liefert

Flugzeugwerke G. Schulze, Burg b. Magdeburg.

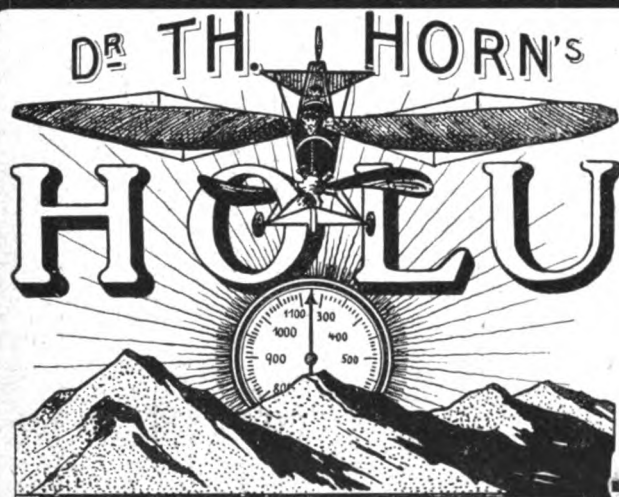
Honorar für Flugunterricht 500 Mk.

Zu kaufen gesucht:

Zeitschrift für Flugtechnik und

Motorluftschiffahrt I. Jahrg. kompl.

München. (108) R. Oldenbourg.



TACHOMETER
für
Luftfahrzeuge
Bewährte Bauart.



DR. TH. HORN
Leipzig-Gr. Zs.

Neuer S-Katalog
auf Anfrage.

Ein Fundamentalwerk der aeronautischen Geschichtsforschung.

Dr. Franz Linke (Frankfurter Zeitung).

Soeben komplett erschienen:

**Katalog der Historischen Abteilung der
Ersten International. Luftschiffahrts-Aus-
stellung (ILA) zu Frankfurt a. M. 1909**

von
Dr. Louis Liebmann und **Dr. Gustav Wahl**

zu Frankfurt a. M.

Bibliothekar der Senckenberg.

Bibliothek zu Frankfurt a. M.

XXI u. 513 Seiten mit 80 Textabbildungen und 2 Tafeln.
Preis M. 30.— ord., ganz Leinw. geb. M. 33.—.

Wichtig als Nachschlagewerk und Wegweiser zu den Quellen und Dokumenten der Geschichte der Luftschiffahrt, unentbehrlich für Jeden, der sich wissenschaftlich od. praktisch mit der Luftschiffahrt beschäftigt.

Frankfurt a. M., 28. November 1912.

Verlag Wüsten & Co., Frankfurt a. M.

Blücherstraße 32 :: Telephon Amt I, 3694.

*Patentbureau
F. J. Kister & Dr. Köhler
Berlin W 12, Königgrätzerstr. 82
Ca. 20 jäh. Erfahrung
im Patentsach der Technik
In- u. Ausland
Anmeldungs-Prozesse
Anbauwerke - u. Luft-
fahrzeuge - Brauchen*

Neuer deutscher Dauer-Rekord

Hauptvorzüge:

....

Dauernde Gas-,
Luft- und Wasser-
undurchlässigkeit,
Wetter-Beständig-
keit, spiegelglatte
Oberfläche, Er-
höhung der Ge-
schwindigkeit und
Tragkraft, Ab-
waschbarkeit, ke-
ne Feuer-Gefähr-
lichkeit. (101)

Friedrich auf Rumpler-Taube
imprägniert mit

Cellon-Emallit

Fast alle Weltrekorde
und Großen Preise.

Allein-Fabrikation:

Dr. Quttner & Co., Berlin-Schöneberg,

Akazienstraße 27. — Tel.-Amt Nollendorf 2542.

Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt

Offizielles Organ des Reichsflugvereins E. V.

HERAUSGEBER UND SCHRIFTFLEITER
ING. ANSBERT VORREITER
BERLIN W. 57, BÜLOWSTRASSE 73



LEITER DES WISSENSCHAFTLICHEN TEILS
DR. L. PRANDTL
PROFESSOR AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN

UNTER MITWIRKUNG VON

ING. PAUL BEJEHR	DR.-ING. H. FÖTTINGER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE DANZIG	DR. N. JOUKOWSKY PROF. AN DER UNIVERSITÄT U. TECHN. HOCHSCHULE MOSKAU	DR.-ING. H. REISSNER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE AACHEN
DR.-ING. F. BENDEMANN	GEH. REG.-RAT DR. H. HERGESELL PROF. AN DER UNIVERSITÄT STRASSBURG I. E.	R. KNOLLER PROF. AN DER K. K. TECHN. HOCHSCHULE WIEN	DR. C. RUNGE PROF. AN DER UNIVERSITÄT GÖTTINGEN
DR. R. EMDEN PROF. AN DER K. UNIVERSITÄT MÜNCHEN	DR. FRITZ HUTH	DR.-ING. A. VON PARSEVAL PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG	A. WAGENER PROF. AN DER TECHN. HOCHSCHULE DANZIG
DR. S. FINSTERWALDER PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE MÜNCHEN	GEH. REG.-RAT E. JOSSE PROF. AN DER K. TECHN. HOCHSCHULE CHARLOTTENBURG		

UND ANDERER HERVORRAGENDER FACHLEUTE

VERLAG VON R. OLDENBOURG IN MÜNCHEN UND BERLIN

Jahrgang III.

28. Dezember 1912.

Heft 24.

Die Zeitschrift erscheint am mittleren und letzten Sonnabend des Monats im Umfang von 12 Textseiten und kostet bei Bezug durch den Buchhandel, die Postämter oder die Verlagsanstalt innerhalb Deutschland und Österreich-Ungarn pro anno M. 12.—, pro Semester M. 6.—, im Ausland M. 15.— bei direktem Bezug durch den Verlag. ANZEIGEN werden zum Preis von 25 Pf. für die viergespaltene Nonpareillezeile oder deren Raum angenommen. Bei 6-, 12- und 24-maliger Wiederholung wird ein steigender Rabatt gewährt. Beilagen, von denen zuvor ein Probeexemplar einzusenden ist, werden nach Vereinbarung beigelegt.

STELLENGESUCHE UND ANGEBOTE werden mit 15 Pf. für die Zeile berechnet.

Alle Zuschriften, welche die Expedition oder den Anzeigenteil des Blattes betreffen, sind zu adressieren: Verlagsbuchhandlung R. Oldenbourg, München. Zuschriften für die Schriftleitung: Ing. Ansbert Vorreiter, Berlin W. 57, Bülowstraße 73. Telephon VI, 7683. Telegramm-Adresse: „Flugtechnik Berlin“.

INHALT:

Die Erzeugung und Verwendung der Druckluft im Siemens-Schuckert-Luftschiff. Von Dr. N. Dietzius. (Mit Tafel XVIII.) S. 309.
Bemerkungen zu dem Aufsatz von Dr. Bendemann: Versuchsanlage für den Kaiserpreis. S. 314.
Zur Fülltemperatur des Freiballons. Von R. Emden, München. S. 315.

Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique (26. Oktober bis 10. November 1912). Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. (Fortsetzung aus Heft 23.) S. 316.
Ausstellungen. S. 318.
Patentschau. S. 318.
Bücher-Besprechungen. S. 320.

Nachdruck unserer Original-Abhandlungen und -Mitteilungen ohne unsere besondere Erlaubnis verboten! Referate sind nur unter Quellenangabe gestattet.

Die Erzeugung und Verwendung der Druckluft im Siemens-Schuckert-Luftschiff.¹⁾

Von Dr. N. Dietzius. (Mit Tafel XVIII.)

Bekanntlich besitzen die starren sowie die unstarren Luftschiffe zum Abschlusse der Gas- und Lufträume eine Anzahl Ventile und Klappen, welche bisher stets durch Hanf- oder Drahtseilzüge betätigt wurden. Namentlich die unstarren Luftschiffe (besser Prall-Luftschiffe benannt) haben wegen der Betätigung der Luftverschiebung mittels der Ballonets eine größere Anzahl solcher Abschlußorgane notwendig, die zum Teil direkt am Ballon, zum Teil in Schlauchleitungen eingebaut sind. Die zur Steuerung derselben erforderlichen Seilzüge laufen über Rollen bis zum Führerstand der Gondel, wo sie sich an einer Schalttafel vereinigen und die dem Verwendungszwecke entsprechende Bezeichnung tragen, z. B. Gasventil I, Klappe II usw. Die Züge müssen sehr sorgfältig verlegt sein, damit sie stets klar liegen und einander nicht behindern. Außerdem muß darauf Rücksicht genommen werden, daß Prall-Luftschiffe Formänderungen, z. B. bei wechselndem Innendruck, erleiden, die auf die Lage der Rollen zueinander von Einfluß sind.

Die vielen Leitungen machen ferner die ganze Anlage nur zu leicht unübersichtlich und schwer zugänglich. Schließlich ist die Bedienung einer solchen Anlage keineswegs einfach, da der Führer stets überlegen muß, welche Züge z. B. bei Vornahme einer Schrägstellung des Schiffes zu betätigen sind; auch ist ein Verwechseln der Leinen keineswegs ausgeschlossen. Diese geistige Arbeit dem Führer oder dem ihm zugewiesenen

Fahrgenieur abzunehmen oder wenigstens auf ein Minimum zu beschränken, ist sehr anzustreben besonders bei einem Luftschiffe, das für militärische Zwecke bestimmt ist. Die Konstrukteure haben sich daher nach einem anderen Mittel zur Steuerung umgesehen und als solches die Druckluft auserwählt. Die Siemens-Schuckertwerke haben auch hierbei eine wertvolle Initiative entwickelt, indem sie eine solche Anlage zum ersten Male in ihrem Luftschiffe ausgeführt und im Betriebe praktisch erprobt haben. Die Versuchsfahrten zeigten, daß sämtliche Apparate gut funktionierten und niemals zu Störungen Anlaß gaben, so daß die Betriebssicherheit, die in erster Linie gefordert wurde, auch tatsächlich vorhanden war.

Bevor ich jedoch die Apparate zur Steuerung der Druckluft bespreche, will ich auf die Erzeugung derselben näher eingehen.

I. Die Erzeugung der Druckluft.

Der zur Erzeugung der Druckluft verwendete Kompressor ist in Fig. 1 dargestellt.

Für den Bau desselben waren folgende Gesichtspunkte maßgebend. Zum Antriebe sollten zwei Benzinmotoren (Benz, Gaggenau) verwendet werden, welche bei 1100 Touren ca. 25 PS leisten, dieselben, die zum Betriebe der Ballonventilatoren vorgesehen waren. Jeder der beiden Motoren ist imstande, die ganze Anlage zu treiben, so daß, falls ein Versagen eines Motors eintreten sollte, der andere benutzt werden konnte.

Um ein Übersetzungsgetriebe und daher auch an Gewicht zu sparen, mußte der Kompressor mit den Motoren direkt gekuppelt werden; dies ergab einen schnellaufenden Kompressor (1100 Touren). Es wurde ein Zwei-Zylindertyp gewählt, beide Zylinder oben, nebeneinander stehend angeordnet. Die sekundliche Luftmenge, die der Kompressor leisten sollte, war zur Zeit des Baues des Schiffes schwer zu bestimmen, da über die Größe des Verbrauches von Druckluft noch keine sicheren Anhaltspunkte vorhanden waren.

¹⁾ Vgl. den Aufsatz von O. Krell jun.: „Das Siemens-Schuckert-Luftschiff und seine Halle“ im Jahrgang 1911 ds. Ztschr., Heft 5 und 19.

Die Hauptabmessungen des Kompressors sind: Zylinderdurchmesser (Bohrung) 75 mm, Kolbenhub 102 mm.

Fig. 1 zeigt einen Längsschnitt und eine Seitenansicht. Zylinder und Kolben sind aus Spezial-Grauguß, das Kurbelgehäuse aus Aluminiumguß. Die selbsttätig wirkenden Druckventile sitzen im Zylinderkopf und sind der hohen Tourenzahl und der auftretenden Beschleunigungskräfte halber möglichst leicht gehalten. Sie werden durch Spiralfedern an den Ventilsitz gedrückt, welche ursprünglich im Innern des Ventilgehäuses saßen. Da die Federn jedoch schon nach kurzer Betriebszeit so heiß wurden, daß der Federdraht ausglühte und seine Elasti-

Öl aus dem Kurbelgehäuse in die Zylinder eingesaugt werden, was natürlich nicht erwünscht ist, da das Öl dort teilweise verdampft und in die Rohrleitungen wandert; auch können klebrige Ölrückstände ein Festsitzen der Ventile veranlassen.

Die doppelt gekröpfte Kurbelwelle ist in Kugellagern gelagert, während die Pleuelstangen, die etwas aus der Zylindermittte versetzt sind, nur mit Gleitlagern ausgerüstet sind. —

Das Gehäuse besitzt zwei große Öffnungen, um zum Kurbelgetriebe bequem hinzukommen zu können. Dieselben sind durch Deckel verschließbar, die mit Hilfe einer einzigen

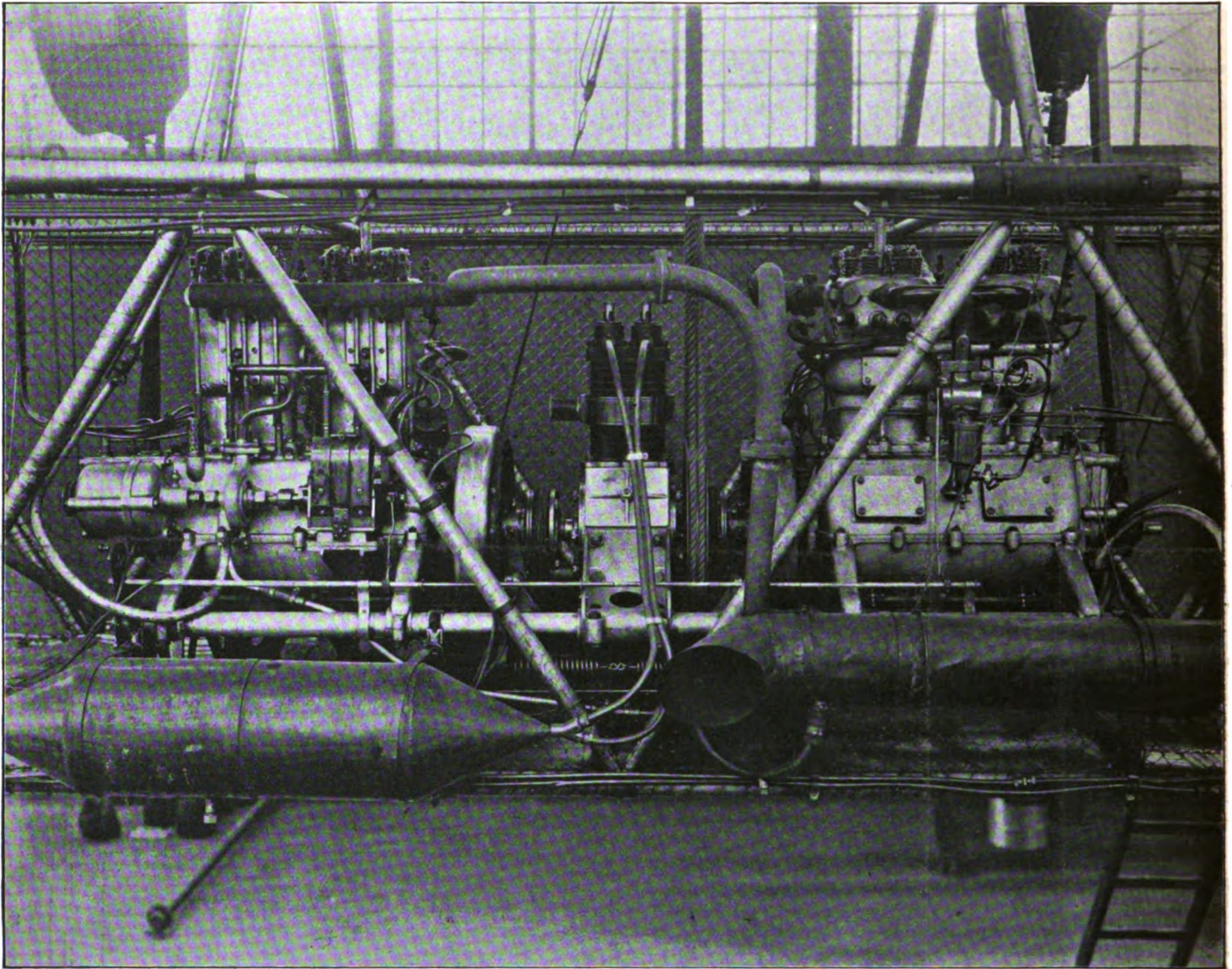


Fig. 3.

zität einbüßte, wurden die Federn nach außen verlegt. Seither haben diese keinen Anlaß zu Störungen gegeben.

Saugventile wurden vermieden, da solche bei hoher Tourenzahl gesteuert werden müssen, um ein gutes Funktionieren (rechtzeitiges Schließen) zu gewährleisten. An deren Stelle wurde die Zylinderwand mit Bohrungen versehen, welche vom Kolben in seiner tiefsten Stellung freigegeben werden, so daß Luft von außerhalb in dieser Periode angesaugt wird. Der Saugraum ist durch einen Kupferring abgeschlossen, der mit einer durch ein Sieb verdeckten Öffnung versehen ist.

Der Kolben hat drei Dichtungsringe am oberen und zwei am unteren Ende. Letztere sind vorgesehen, um eine Abdichtung des Zylinderraumes gegen das Kurbelgehäuse zu erreichen. Es tritt nämlich beim Abwärtsgang des Kolbens über demselben ein Unterdruck auf, der so lange anwächst, bis der Kolben die Sauglöcher freigibt. In dieser Periode kann also

Schraube leicht befestigt werden können. Das Gehäuse ist mit einem Ölstandsanzeiger ausgerüstet, so daß man den Stand des Öles von außen bequem erkennen kann.

Die Zylinderwandungen besitzen Kühlrippen, um eine bessere Luftkühlung zu ermöglichen. Dieselbe war ausreichend, doch wird es sich empfehlen, bei einer zweiten Ausführung Wasserkühlung einzubauen, weil dann die Temperatur noch wesentlich niedriger bleibt, infolgedessen weniger Öl verdampft und auch ein besserer thermischer Wirkungsgrad erzielt wird.

Um einen möglichst ruhigen Gang des Kompressors zu erreichen, wurde ein Massenausgleich angestrebt. Zu diesem Zwecke wurde die Kurbelwelle mit Schwungstücken versehen, deren Masse derart gewählt ist, daß sowohl die in der vertikalen als auch in der horizontalen Ebene auftretenden Massenkkräfte zum großen Teil ausgeglichen sind. Bei Zwei-Zylindermaschinen läßt sich bekanntlich ein vollkommener Massen-

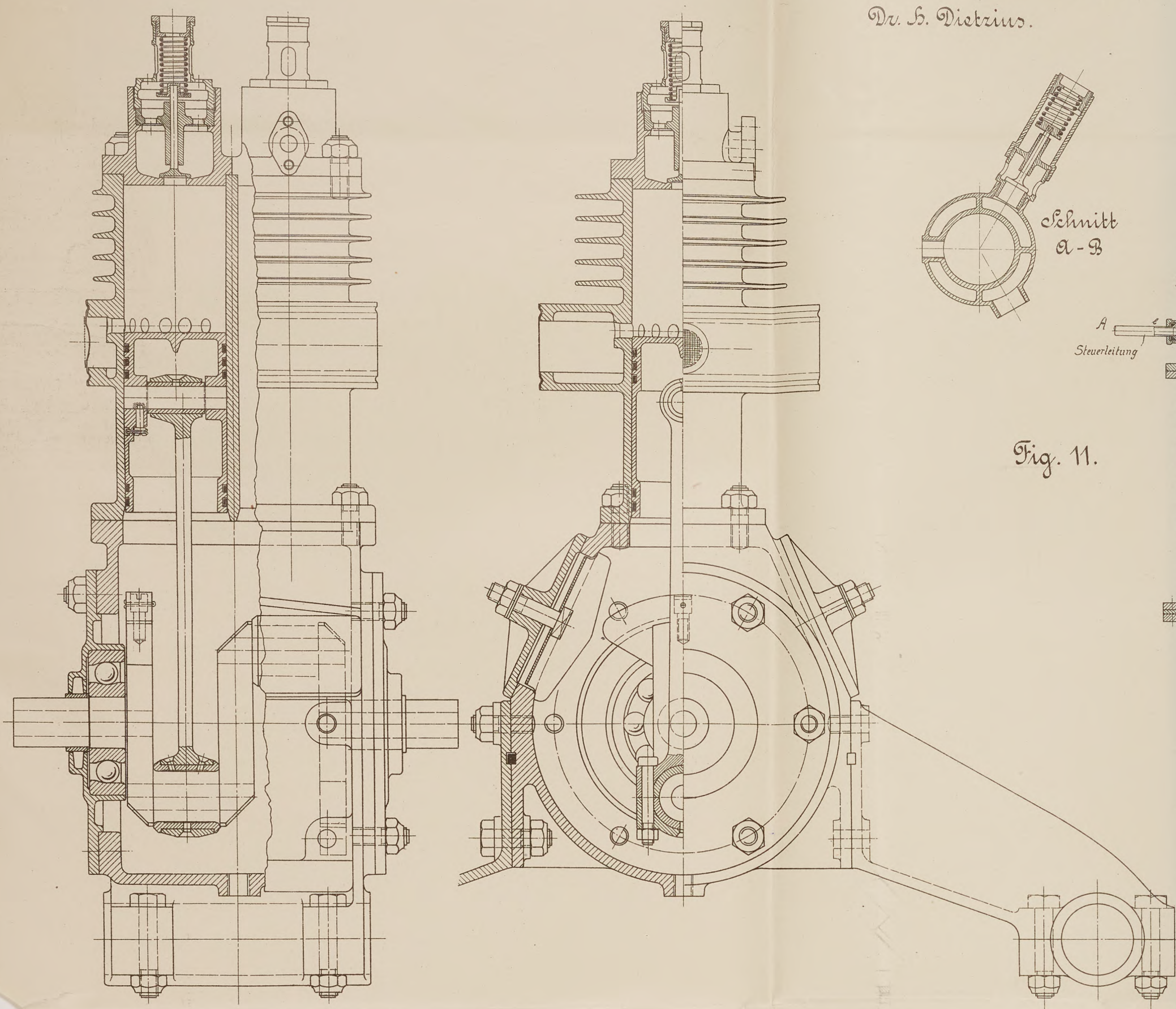


Fig. 1.

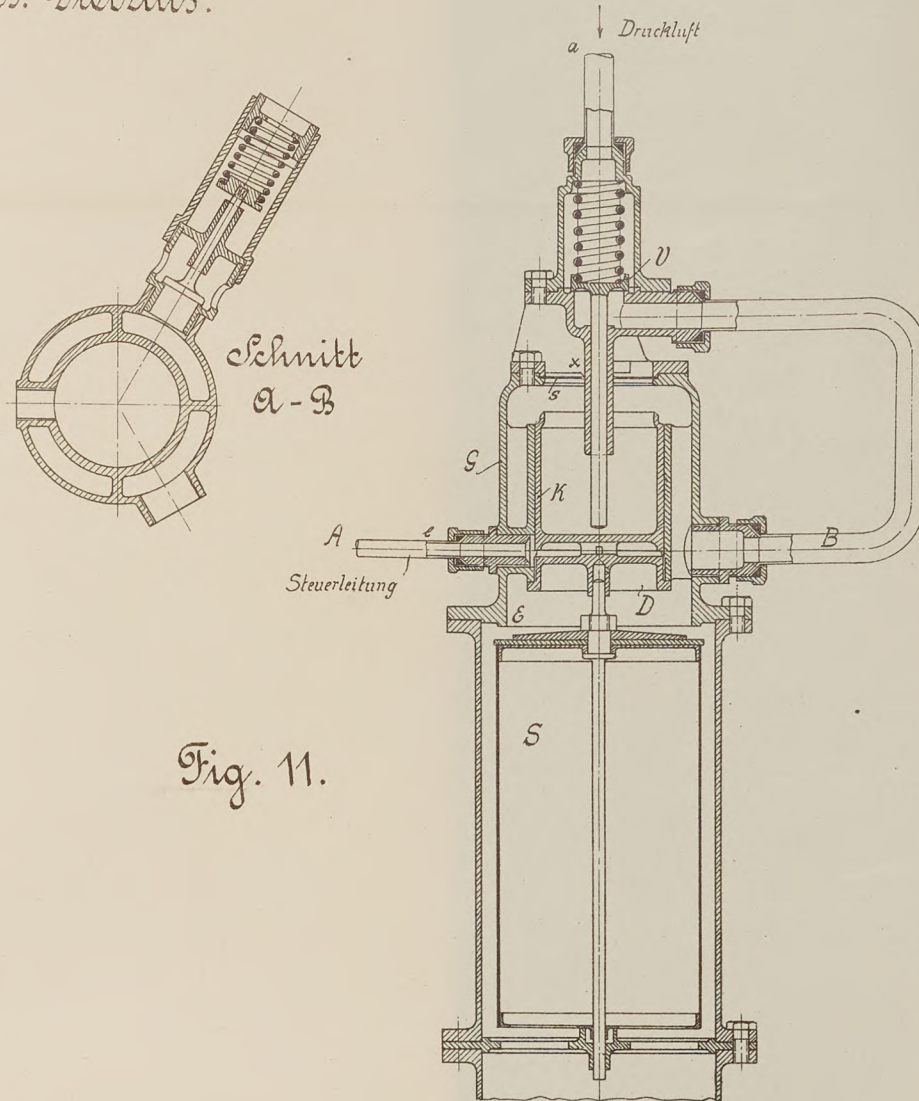


Fig. 11.

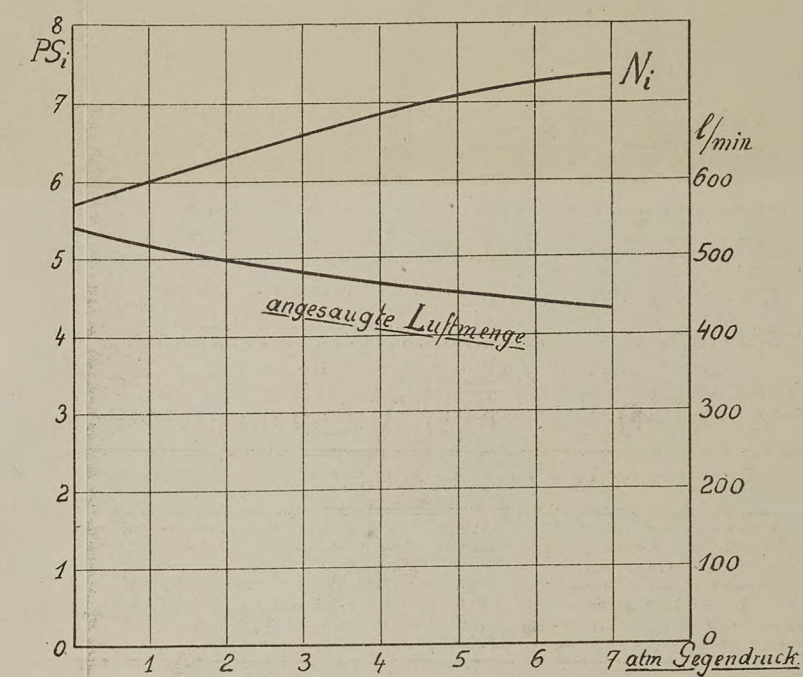


Fig. 2.

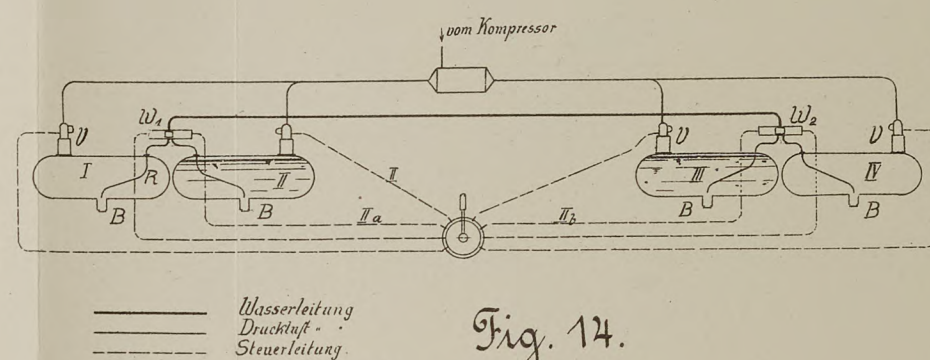


Fig. 14.

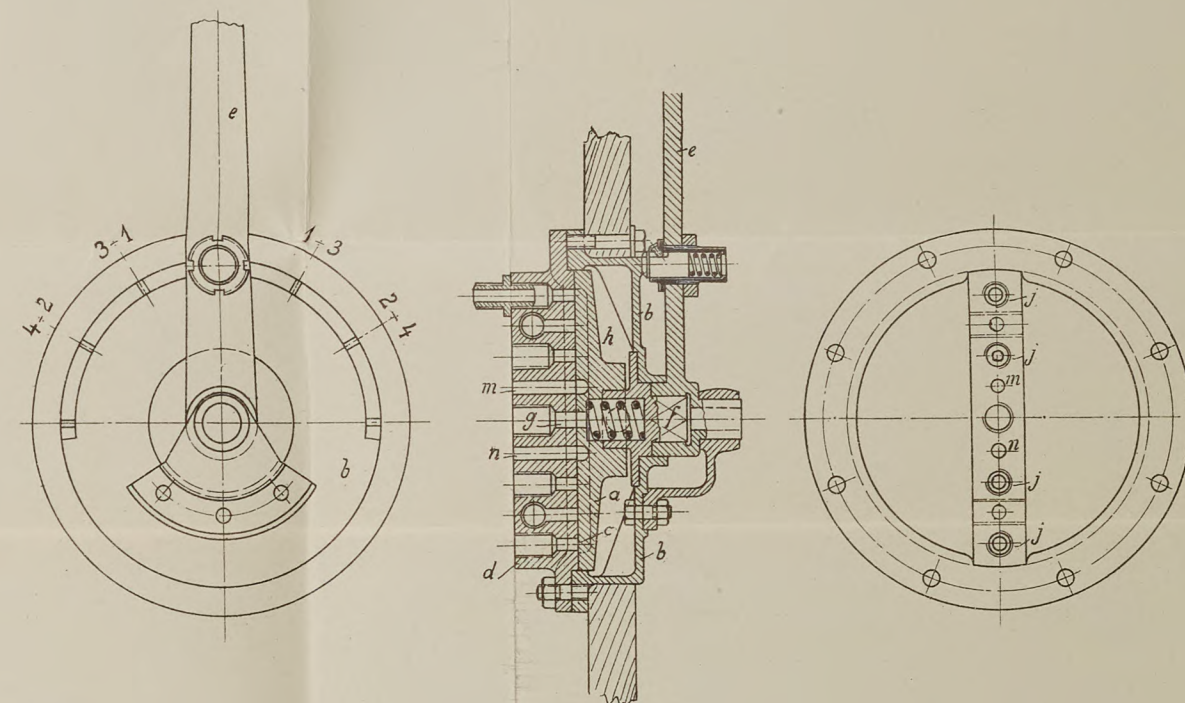


Fig. 16.

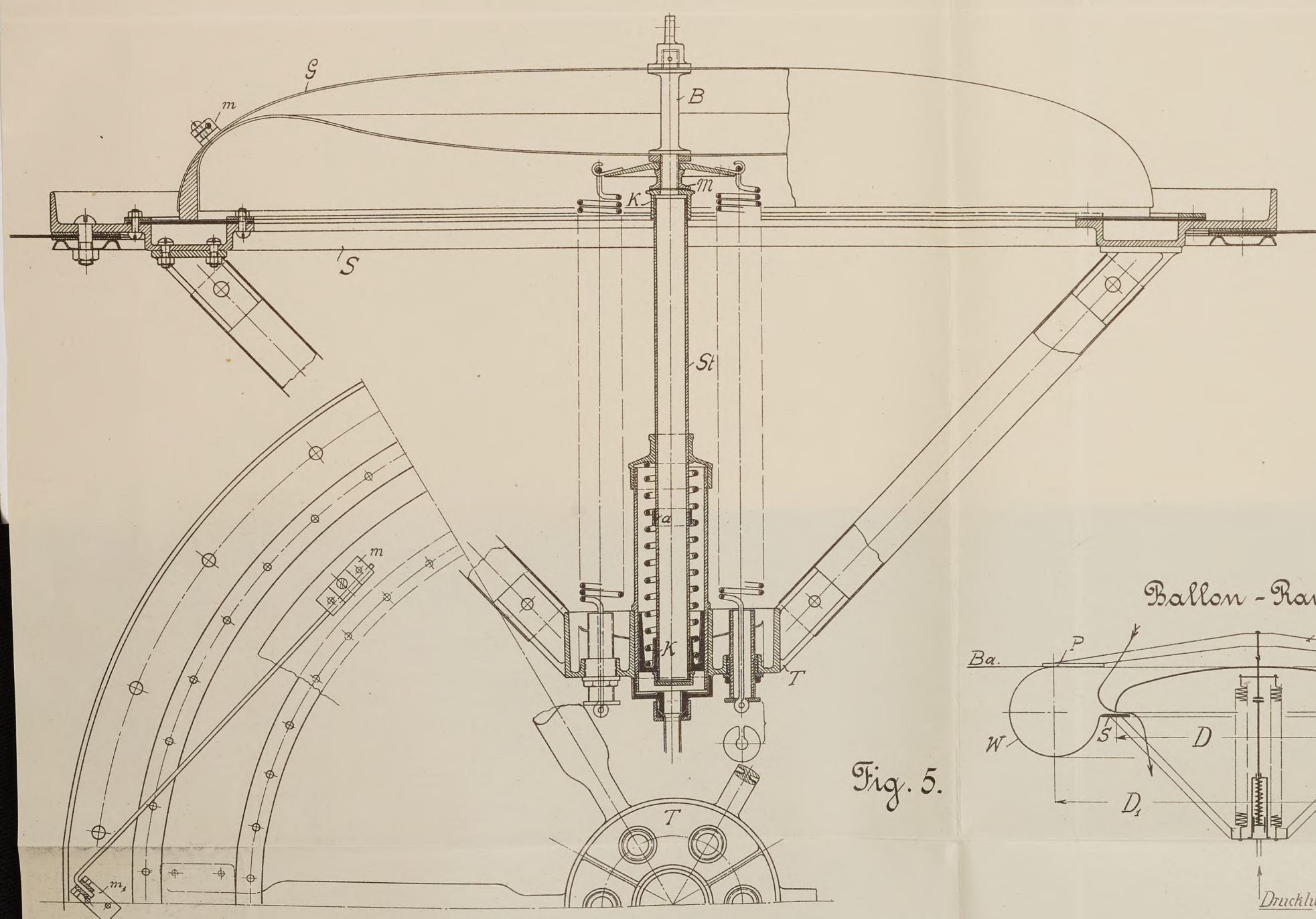


Fig. 5.

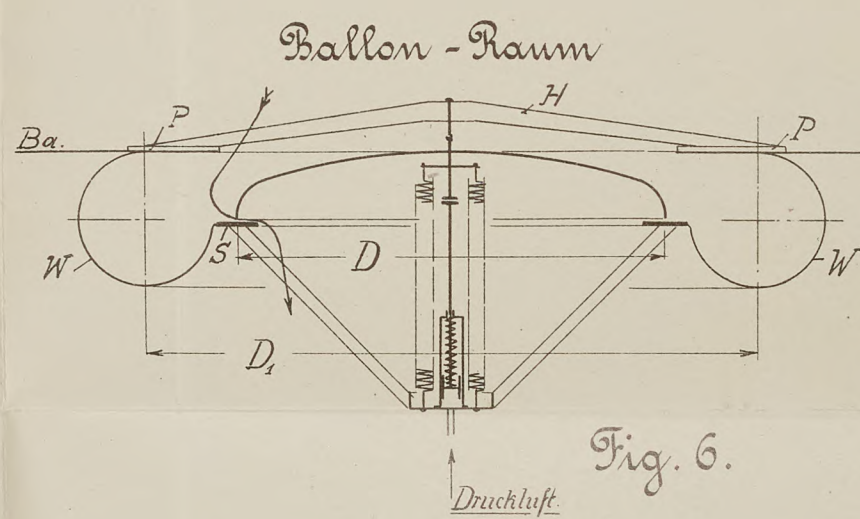


Fig. 6.

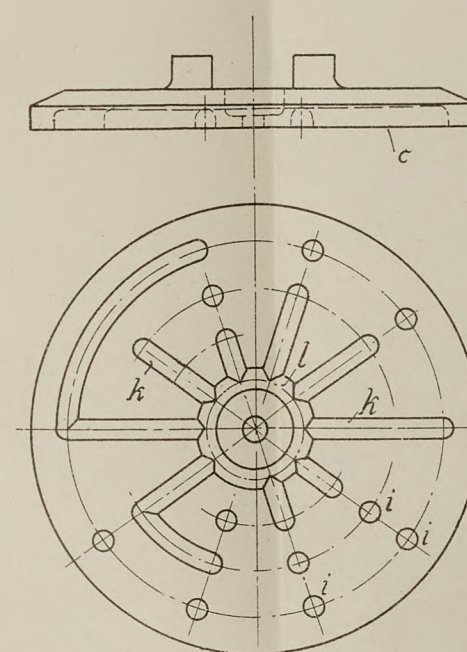


Fig. 17.

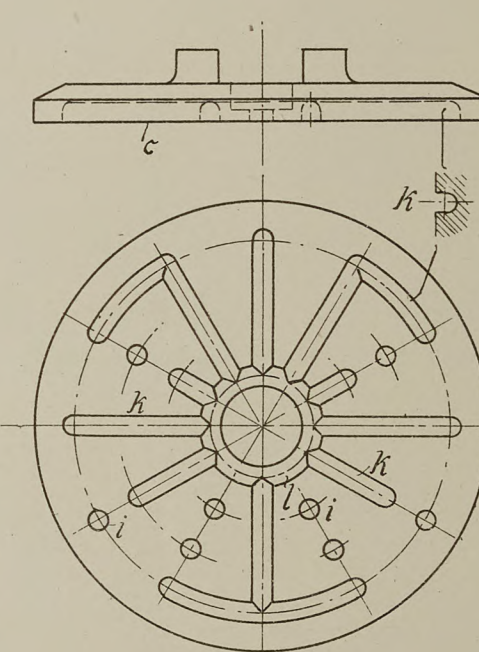


Fig. 18.

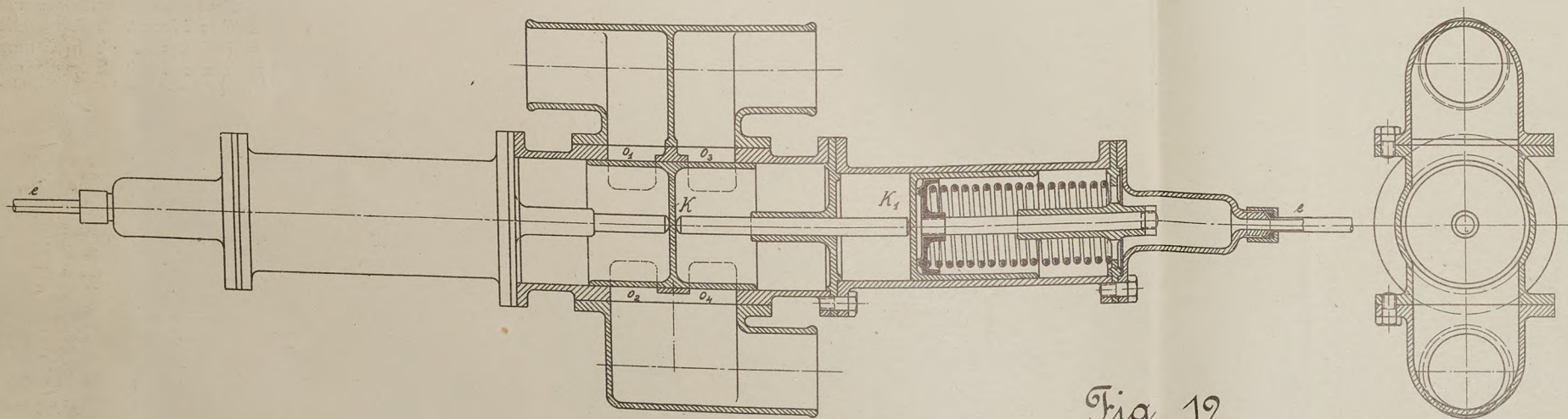


Fig. 12.

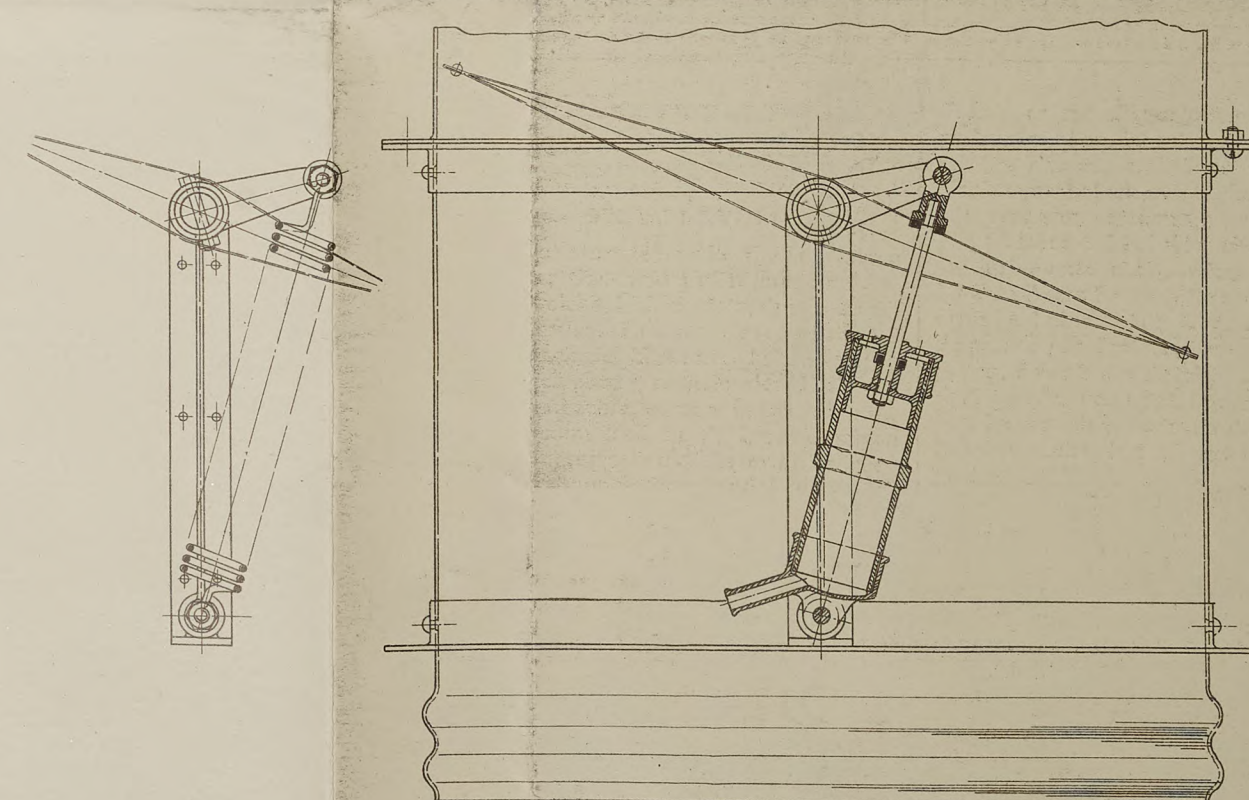


Fig. 9.

dur

Zyl
geh
ve
unc
leic
sitz
saß
so l



zitä
Seit

Tou
nier
Stel
welc
wer
wird
der

zwe
dich
reich
demselben ein Unterdruck
Kolben die Sauglöcher fre

anwächst, bis der
periode kann also

kräfte zum großen Teil ausgeglichen sind. Bei Zwei-Zylinder-
maschinen läßt sich bekanntlich ein vollkommener Massen-

ausgleich nicht erreichen. Der Kompressor lief am Prüfstande, durch einen Elektromotor getrieben, sehr ruhig, die Erschütterungen waren sehr gering, auch war ein Klappern der Ventile oder sonstiges Geräusch nicht zu vernehmen. Es wurden auch Versuche hinsichtlich des Energieverbrauches des Kompressors und der Leistung von Druckluft bei verschiedenen Tourenzahlen und Drucken vorgenommen, deren Ergebnisse aus dem Schaubild Fig. 2 zu entnehmen sind. Der Kompressor benötigt demnach bei 5 Atm. und 1100 Umdr. in der Minute 7 PS. Die minutlich angesaugte Luftmenge beträgt hierbei ca. 450 l. Man kann den Druck auch ohne weiteres bis auf 8 Atm. steigern, wobei natürlich die Erhitzung eine stärkere wird.

Der volumetrische Nutzeffekt bezogen auf den Hub von 102 mm beträgt 52,5 %, auf den reduzierten Hub von 92 mm (infolge der Saugöffnungen) bezogen, 58 %.

Die Druckluft enthält in dem Zustande, in welchem sie den Kompressor verläßt, noch eine gewisse Menge Öl und Wasserdampf. Ersteres wird in einem in die Druckluftleitung eingebauten Ölabscheider zurückgehalten. Der Wasserdampf setzt sich in Form von Wasser ebenfalls bald ab, namentlich in dem zwischengeschalteten kleinen Druckluftbehälter, der ca. 25 l faßt. Dieser hat in erster Linie den Zweck, allzu große Druckschwankungen, wie sie bei plötzlichem größeren Verbräuche von Druckluft entstehen würden, auszugleichen.

Im Winter ist es jedoch wichtig, auch die letzten Spuren von Wasser zu beseitigen, da sonst ein Festfrieren der Druckluftschieber eintreten kann. Zu diesem Zwecke ist in die Saugleitung ein Gefäß eingebaut, das mit Chlorkalk gefüllt ist, welcher bekanntlich die Eigenschaft hat, den in der Luft ent-

haltenen Wasserdampf sehr rasch zu absorbieren. Selbstverständlich muß der Chlorkalk vor jeder Fahrt erneuert werden.

Die in den Fig. 3 u. 4 wiedergegebenen Photographien

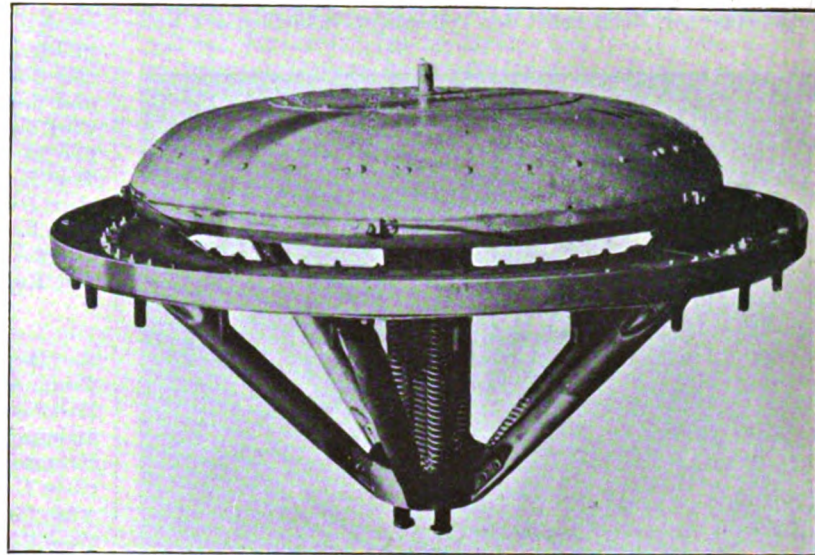


Fig. 7.

veranschaulichen den Einbau des Kompressors und lassen wohl auch Einzelheiten erkennen.

Das Gewicht desselben beträgt mit der Seilscheibe aus Bronze, die zum Antriebe der Ventilatoren dient, nur 54,5 kg.

II. Die Verwendung der Druckluft.

1. Die Steuerung der Ballonventile.

Das Ventil (Fig. 5) besteht aus einem Ventilteller (oder V.-Glocke) *G* und einem Ventilsitz *S*. Ersterer ist aus zwei gewölbten Böden von Aluminium gefertigt, welche in der Mitte durch einen Bolzen *b* im Abstände gehalten und am Umfange durch Nieten verbunden sind. Am äußeren Umfange lassen die beiden Böden einen Raum frei, der mit Gummi ausgegossen ist. Dieser Gummireif ist eben geschliffen und legt sich auf eine gespannte Gummimembran, die auf dem Ventilsitz befestigt wird. Dieser trägt mit Hilfe eines Armsternes von sechs Stahlrohren die Nabe *T*; zwischen Ventilsitz und Ventilteller sind sechs Spiralfedern aus bestem Federstahldraht befestigt, welche die beiden Teile gegeneinander pressen. In der Nabe *T* befinden sich sechs Hohlschrauben, mit denen man die Federn nachstellen kann. In der Mitte der Nabe sitzt ein Zylinder aus Bronze, in welchen ein Kolben *K* gleitet, der durch eine Spiralfeder nach abwärts gedrückt wird und eine lange Kolbenstange *St* trägt. Letztere ist an ihrem oberen Ende mit einem kugelförmig gedrehten Knopf versehen. Der Bolzen *B* trägt am unteren Ende einen kleinen Teller, welcher mit sechs Haken zur Aufnahme der sechs Spiralfedern versehen ist und durch eine Mutter *M* so befestigt ist, daß über dem Teller noch ein wenig Spiel bleibt, damit er etwas beweglich ist und sich leicht um seine Achse drehen kann. Die Mutter *M* ist an ihrer Unterseite kugelförmig abgedreht, so daß sie auf den oben erwähnten Knopf paßt. Den Einbau eines solchen Ventils an der Unterseite des Ballons zeigt die schematische Zeichnung Fig. 6. Fig. 7 u. 8 zeigen ein Ventil.

An den Ventilsitz schließt ein ringförmiger aus Ballonstoff gefertigter Wulst *W*, der an der Ballonhülle um eine kreisrunde Öffnung derselben festgenäht ist. Der Ventilteller hängt mittels eines Hakens an einem Holzträger *H*, der sich mit den beiden gepolsterten Pratzen *P* auf die Ballonhülle stützt.

Die Führung des Ventilsitzes beim Auf- und Zugehen ist auf eine besondere Art und Weise gelöst worden. Grundbedingung war, daß jegliche Reibung vermieden wird und ein Ecken oder Klemmen ausgeschlossen ist. Auf den Ventilsitz (Fig. 5) sind sechs kleine Messingfüße *m* angenietet, desgleichen sechs ähnlich geformte *m*₁ am Ventilteller. Ihre gegen-

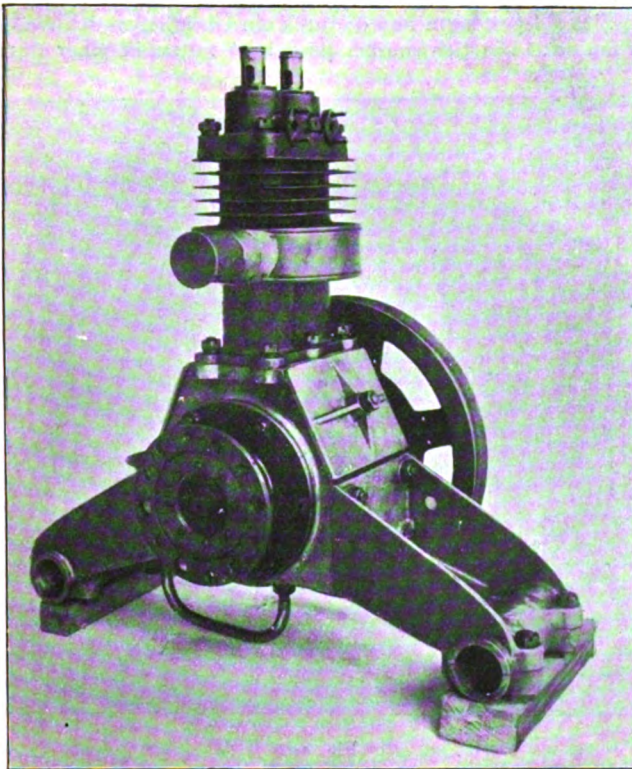


Fig. 4.

haltenen Wasserdampf sehr rasch zu absorbieren. Selbstverständlich muß der Chlorkalk vor jeder Fahrt erneuert werden.

Im Winter 1911/12 wurden bei 10° Kälte Fahrten unternommen — in höheren Luftschichten war es noch bedeutend kälter —, doch stellten sich im Betriebe keinerlei Schwierig-

seitige Verbindung erfolgt durch sechs Stahldrähte, die tangential an den Ventilteller anschließen und in den Füßen *m* drehbar sind. Geht das Ventil auf, so müssen sich die Drähte etwas verbiegen, sie lassen jedoch einen großen Ventilhub (150 mm) zu. Ventilsitz und -teller verdrehen sich dabei etwas gegeneinander, doch kehrt der Teller beim Schließen des Ven-

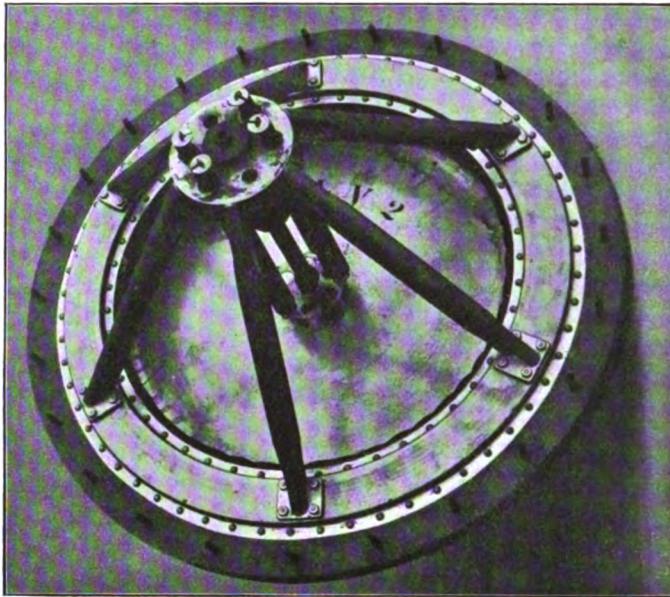


Fig. 8.

tilen wieder in seine ursprüngliche Lage zurück. Wie man sieht, tritt nirgends Reibung auf; nur eine kleine Biegeungsarbeit ist zu leisten.

Das Ventil wirkt sowohl selbsttätig, indem es beim Anwachsen des Innendruckes abbläst (Sicherheitsventil), als auch zwangsläufig als Manövrierventil, d. h. es kann mittels Druckluft geöffnet werden. Die Wirkungsweise ist folgende: Der Innendruck des Füllgases oder der Luft im Ballonet hat zur Folge, daß sich der Wulst *W* aufbläht und die gezeichnete Form annimmt. Er hat alsdann das Bestreben, den Sitz vom Teller abzuheben, was jedoch die Ventildfedern verhindern, so lange der Innendruck p_i nicht einen gewissen Wert überschreitet, der durch die Einstellung der Federn bestimmt ist. (Z. B. betrug der Einstellungsdruck bei den Luftventilen 25 mm WS.) Der Druck P , den der Ventilsitz erfährt, berechnet sich folgendermaßen: Bedeutet D und D_1 die eingezeichneten Durchmesser, so ist

$$P = \frac{\pi}{4} D_1^2 p_i - \frac{\pi}{4} D^2 p_i = \frac{\pi}{4} p_i (D_1^2 - D^2).$$

Gleichgewicht herrscht, wenn $P = Z - G$, wobei Z den Federzug bedeutet und G das Gewicht des Ventilsitzes mit den daran befestigten Teilen.

Die wirksame Fläche ist also die den Durchmessern D und D_1 entsprechende Kreisringfläche und nicht wie bei anderen Ventilen die Kreisfläche des Ventiltellers. Wird D_1 gegenüber D genügend groß gewählt, so ist die Kreisringfläche größer als die Kreisfläche des Ventiltellers; dadurch wird das Ventil aber empfindlicher, wodurch die Zunahme des Anpressungsdruckes zwischen Teller und Sitz bei gleicher Innendruckabnahme größer ist, das Ventil daher schon gut abdichtet, wenn der Druck im Ballon nur um ein geringes unter den Einstellungsdruck gesunken ist. Umgekehrt bläst das Ventil mehr ab als bei gleichgroßer Überschreitung des Einstellungsdruckes.

Soll das Ventil zwangsweise geöffnet werden, so läßt man Druckluft unter den Kolben *K* einströmen, der vermittelt der Kolbenstange den Ventilsitz vom Ventilteller abdrückt, also öffnet, dabei die Druckfeder im Zylinder überwindend. Um den Ventilhub zu begrenzen, ist ein Anschlag *a* an der Kolbenstange *St* vorgesehen. Läßt man die Druckluft wieder abströmen, so bewirkt die Kolbenfeder ein Zurückschieben des Kolbens und ein Schließen des Ventiles.

Das Ventil läßt sich bequem montieren und ist im Betriebe vollkommen zuverlässig.

2. Die Steuerung der Luft- und Gasklappen.

Die in den Gas- und Luftleitungen eingebauten Klappen werden ebenfalls durch Druckluft betätigt. Ihre Bauart ist in Fig. 9 und Abbildung Fig. 10 deutlich zu ersehen. Durch eine Zugfeder wird die Klappe in ihrer normalen Lage gehalten, und nur zur Einleitung der Verschiebung von Luft und Gas wird dieselbe durch Kolben, Kolbenstange und Hebel gedreht und in ihrer Lage so lange gehalten, als sich Druckluft unter dem Kolben befindet. Nach Abströmen derselben zieht die oben erwähnte Feder die Klappe wieder in ihre Normalstellung zurück. Um einen Kreuzkopf und Stange zu sparen, ist der Druckzylinder drehbar angeordnet. Fig. 9 zeigt die Vorder- und Rückseite einer Luftklappe.

3. Die Wasserverschiebung.

Das Siemens-Schuckert-Luftschiff besitzt zum Zwecke der Trimmänderung außer der Luftverschiebung vermittelt der Ballonets noch eine Flächensteuerung, die eine sofortige Trimmänderung zur Folge hat. In manchen Fällen waren jedoch beide Faktoren nicht mehr ausreichend und man entschloß sich daher, einen Teil des Wasserballastes, der immer mitgenommen werden muß, verschiebbar anzuordnen. Als motorische Kraft und als Mittel zur Steuerung derselben wurde die im Kompressor erzeugte Druckluft verwendet.

Möglichst weit vom Systemschwerpunkt des Schiffes, in unmittelbarer Nähe der Maschinengondeln liegen je zwei Gefäße aus Tombakblech von je 150 l Inhalt. Ihre Einrichtung ist aus den Fig. 11 bis 13 zu ersehen. Der Vorgang der Wasserverschiebung soll später an Hand der schematischen Fig. 14 erläutert werden.

Jedes Gefäß besitzt ein Ventilgehäuse *V* (Fig. 11), in welchem sich ein Schwimmer *S* befindet. Dieser ist als Taucherglocke ausgebildet, d. h. der Boden derselben ist durchlöchert, so daß der Schwimmer keine schädlichen Pressungen erfährt. Er trägt oben eine Gummipatte, mit welcher er sich gegen den Sitz *E* legen kann und dadurch ein Überfließen des Wassers verhindert. Die Schwimmerspindel ist unten in einer durch-

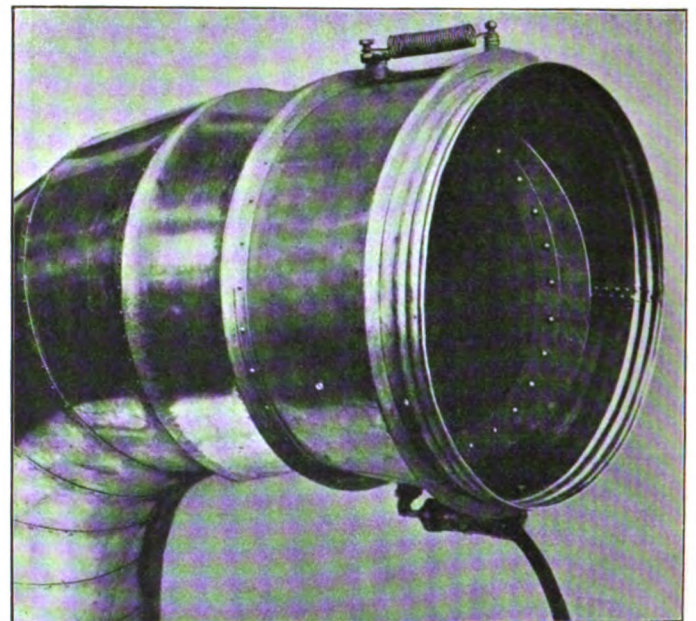


Fig. 10.

brochenen Zwischenplatte, oben in einem Deckel *D* geführt. In dem Gehäuse befindet sich ferner ein Kolben *K*, unter den Druckluft geführt werden kann und der beim Aufwärtsgang die Ventilschraube *Sp* hochdrückt und dadurch das Ventil *V* öffnet. Über dem Ventil *V* schließt die Druckluftleitung des Kompressors an. Öffnet das Ventil, so strömt Druckluft durch das U-förmige Rohr in das Gehäuse und drückt auf den Wasserspiegel. An das Gehäuse ist ferner ein Sicherheitsventil an-

geschlossen (in Fig. 11 links oben), welches bei 3 Atm. abbläst.

Das in den Gefäßen befindliche Wasser kann durch Rohre *R*, welche in einen Sammeltopf *B* münden, hochsteigen und gelangt in den Wasserschieber *W* (Fig. 12). Dieser besteht aus einem Gehäuse, in welches ein Rundschieber *K* gleitet. Zu beiden Seiten desselben liegen Kolben *K*₁ und *K*₂, durch Spiralfedern gegen die Mitte gepreßt, die durch Bolzen mit dem Rundschieber *K* Fühlung haben. Links und rechts bei *e* tritt Druckluft hinter die Kolben und drückt vermittelst der Bolzen den Rundschieber *K* aus der Mittellage heraus, so daß entweder die im Gehäuse befindlichen Öffnungen *O*₁ und *O*₂ oder *O*₃ und *O*₄ freigegeben werden.

Die Druckluftleitung des Kompressors schließt bei *a* an die Ventilgehäuse an, die Steuerleitungen bei *e*. Letztere stehen in Verbindung mit dem Wassertrimmapparat, der im folgenden näher beschrieben werden soll.

Von den vier Gefäßen (Fig. 14), I bis IV, sind zwei stets mit Wasser gefüllt, die beiden anderen enthalten atmosphärische Luft. Es kann Wasser von I nach III, von II nach IV verschoben werden oder umgekehrt.

Der Vorgang der Wasserverschiebung ist nun folgender: Angenommen, es soll Wasser von II nach IV verschoben werden, dann wird der Hebel des Trimmapparates nach rechts gestellt (auf das Luftschiff bezogen nach hinten, weil dadurch eine sinngemäße Bewegung des Hinterteiles des Schiffes nach abwärts erfolgt) auf die mit »2—4« bezeichnete Marke (siehe Fig. 16). Es tritt dann Druckluft in die Steuerleitung II, strömt aus dieser bei *e* in das Ventilgehäuse *G*, der Kolben *K* hebt sich und drückt das Ventil *v* hoch. Sofort strömt Druckluft aus der Druckluftleitung unter das Ventil und durch das U-Rohr in das Ventilgehäuse, in das Wasser aus dem Gefäß II durch die Rohrleitung *R* durch den Wasserschieber *W*. Dieser ist jedoch gleichzeitig durch die Steuerleitung IIa betätigt worden, und zwar wurde der Kolben *K* nach rechts verschoben, so daß die Öffnungen *O*₁ und *O*₂ frei wurden und das Wasser durch die Rohrleitung zum Wasserschieber *W*₂ der anderen beiden Gefäße gelangen kann. Die Steuerleitung II_b, die an derselben Öffnung des Trimmapparates anschließt wie II_a, vermittelt ein gleichzeitiges Verschieben des Schiebers im Wasserschieber *W*₂ nach rechts, so daß das Trimmwasser ungehindert durch die Öffnungen *O*₃ und *O*₄ und durch das Rohr *R* in das Gefäß IV eintreten kann. Die in dem Behälter IV befindliche Luft tritt bei *x* ins Freie durch den ringförmigen Schlitz, den die dort befestigte Scheibe *s* um die Führung der Ventilspindel freiläßt.

Ist das Gefäß IV mit Wasser gefüllt, so steigt es um den Schwimmer hoch, hebt diesen und schließt es durch Andrücken an die Gummiplatte ab. — Der Vorgang der Wasserverschiebung ist zu Ende. Die Zeit, die dazu erforderlich ist, beträgt ca. 1 Minute, bei einer Schräglage des Schiffes von 5° bis 10° etwas mehr, etwa 1' 5" bis 1' 15". Ist diese Zeit verstrichen, so legt man den Hebel wieder in die Nullage zurück. Will man das Wasser wieder zurücktrimmen, so legt man den Hebel nach links in die Lage »4—2«. Die im Behälter II befindliche Druckluft tritt bei der Nullstellung des Hebels aus dem ringförmigen Schlitz aus. Es ist besonders darauf zu achten, daß diese Öffnung nicht zu groß ist, weil sonst der Druckabfall schon über dem Schwimmer eintritt und zur Folge hat, daß dieser hochgerissen wird und mittels der Gummischeibe abdichtet, so daß ein Abströmen der Luft und daher ein Nachströmen des Wassers bei entgegengesetzter Verschiebung des Wassers ausgeschlossen ist.

Es ist nur möglich von I nach III oder von II nach IV zu trimmen, oder umgekehrt, und zwar nicht gleichzeitig, sondern nacheinander. Die beiden Gefäßpaare liegen fast genau symmetrisch zum Systemschwerpunkt des Schiffes und haben einen Abstand von 42,5 m. Verschiebt man den gesamten Wassereinhalte (300 kg) von vorn nach hinten oder umgekehrt, so entsteht

ein statisches Moment (Trimm-Moment) von $300 \cdot 42,5 = 12\,750$ mkg. Dieses entspricht einer Neigung des Schiffes um 5° um die Horizontale (Abstand des Systemschwerpunktes des Schiffes vom Auftriebsschwerpunkt beträgt 9,5 m), welche also in ca. 2 Min. erreicht wird, eine Zeit, die genügend kurz ist, um die Wasserverschiebung praktisch verwendbar zu machen. Namentlich bei der Abfahrt und Landung des Schiffes ist diese von Nutzen, da bei der langsamen Fahrt des Schiffes die Höhensteuer fast gar keine Wirkung mehr haben, und die Wasserverschiebung an deren Stelle benutzt werden kann. Ferner kann man dem Schiff vor der Abfahrt eine gewünschte bestimmte Schräglage erteilen, da die Trimmänderung durch die Wasserverschiebung genau bekannt ist.

4. Die Benzinzufuhr.

Das für die Motoren erforderliche Benzin ist in langen, durch Zwischenwände unterteilten zylindrischen Gefäßen gelagert, die in dem kielförmigen Bauche des Schiffes liegen und durch Rohrleitungen miteinander verbunden sind. Der Benzinspiegel liegt zwar ca. 2 m höher, als die Vergaser der Motoren, so daß das Benzin bei horizontaler Lage des Schiffes den Motoren zufließen würde, nicht aber bei Schräglagen. Dies zu erreichen, benutzte man die vom Kom-

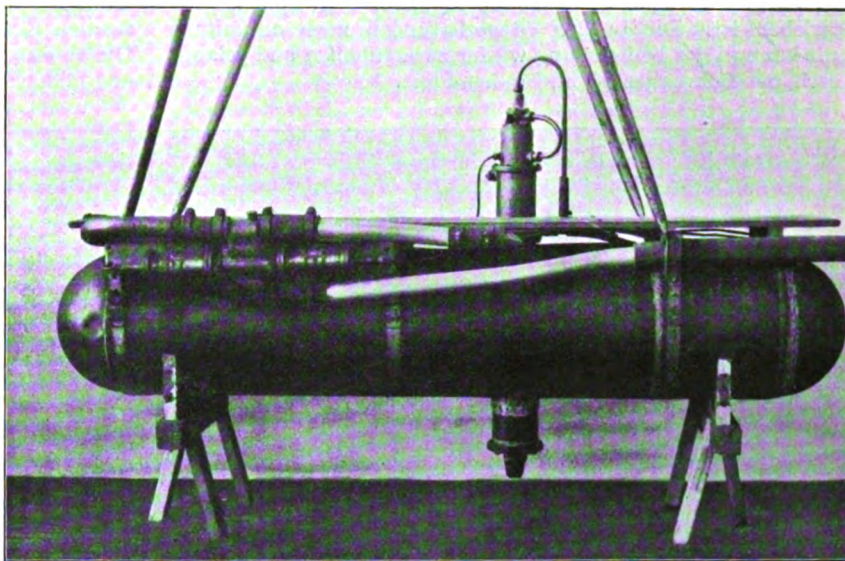


Fig. 13.

pressor erzeugte Druckluft und führte sie an den außenliegenden Gefäßen ein, so daß das Benzin stets unter Druck steht, nach der Mitte zu durch die Gefäße gedrückt wird und zu den Motoren gelangt. In der Praxis hat sich herausgestellt, daß ein Druck von nur 0,3 bis 0,4 Atm. schon genügt.

Die bereits entleerten Benzingefäße enthalten kleine Benzinreste und eine mit Benzindämpfen stark geschwängerte Luft, also ein stark explosives Gemisch, welches noch gefährlicher ist als das im Ballon enthaltene Wasserstoffgas. Es wurde daher zunächst eine Stickstoffflasche an die Benzinbehälter angeschlossen und erst nach dem Verbräuche des Stickstoffvorrates die Druckluft verwendet.

Als dann ist wegen des geringen prozentualen Sauerstoffgehalts eine Explosionsgefahr nicht mehr vorhanden.

III. Die Steuerung der Druckluft

erfolgt in den sog. Trimmapparaten. Es sind deren zwei erforderlich. Der eine dient zur Luftverschiebung (in den Ballonets), der andere zur Wasserverschiebung. Beide sind in der Mittelgondel im Führerraum auf einem Schaltbrett angeordnet und auf dem Bilde Fig. 15 deutlich zu sehen. Sie ermöglichen durch eine einfache Hebelstellung den Vorgang der Luft- oder Wasserverschiebung einzuleiten.

Der Wassertrimmapparat (Fig. 16) besteht aus einem tellerförmigen Schieber *a*, der in einem Gehäuse *b* leicht drehbar und mit dem Schieberspiegel *c* auf der Grundplatte *d* aufliegt. Diese enthält sämtliche Anschlüsse für die Steuerleitungen.

Ein Hebel *e*, der auf einer Rast gleitet, vermittelt durch einen Vierkant *f* die Drehung des Schiebers *a*. In der Mitte der Grundplatte ist der Anschluß für die Druckluftleitung des Kompressors. Die Druckluft strömt also ungehindert durch das Loch *g* in den Raum *h* und drückt den Schieber *a* gegen die Grundplatte *d*. Ersterer ist an gewissen Stellen mit Bohrungen *i* versehen, welche mit den Bohrungen *j* der Grundplatte *d* zur Deckung gebracht werden können. Im Schieberspiegel *c*, Fig. 16, sind ferner halbkreisförmige Rillen *k* eingefräst, die in eine kreisförmige Rille *l* münden. Diese steht durch die Bohrungen *m* und *n* in der Grundplatte *d* mit der Außenluft in Verbindung. (Fig. 17.)

Befindet sich nun der Hebel in der o—o-Stellung, so steht der Schieberspiegel *c*, wie in Fig. 16 gezeichnet. Keine der Bohrungen des Schiebers kommt mit denen der Grundplatte zur Deckung, d. h. es kann Druckluft in keine der Steuerleitungen einströmen. Diese stehen vielmehr mit der Außenluft in Verbindung. In der Hebelstellung »2—4« kommen jedoch, wie man sich durch Übereinanderlegen der beiden Zeichnungen überzeugen kann, zwei Bohrungen *i* zur Deckung. Die Druckluft gelangt durch dieselben in die Steuerleitung II (zum Ventilgehäuse Fig. 11) und in die beiden Leitungen II_a, welche gemeinsam an eine Bohrung anschließen und die beiden Wasserschieber steuern (vgl. Fig. 14). Es tritt nun eine Wasserverschiebung von II nach IV ein, die weiter oben ausführlich beschrieben ist. Die in den Steuerleitungen noch enthaltene Luft kann in der Nullstellung wieder zurückfließen und gelangt durch die Bohrungen *m* und *n* ins Freie.

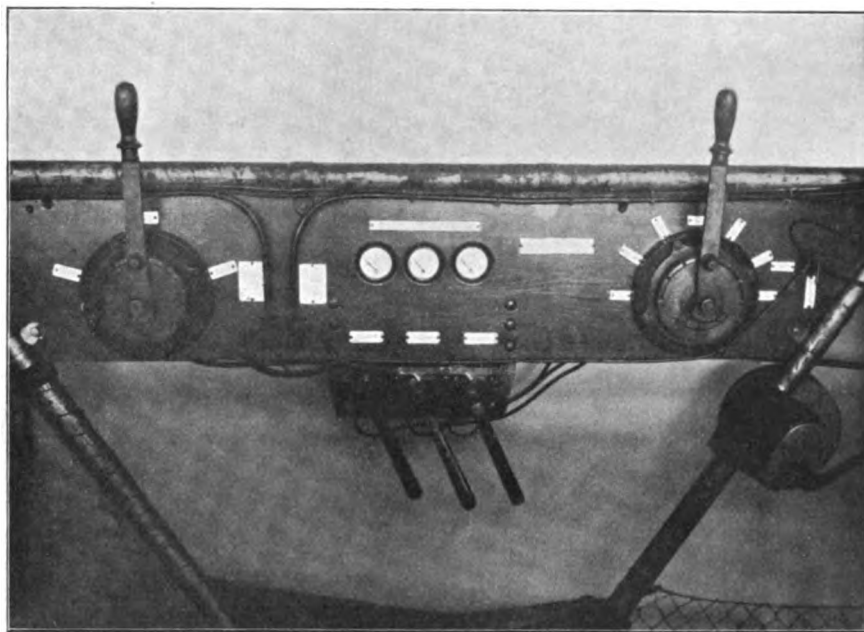


Fig. 15.

Der Trimmapparat für die Luftverschiebung ist im wesentlichen genau so eingerichtet, nur trägt der Schieberspiegel des Schiebers andere Bohrungen (vgl. Fig. 18).

Man sieht, daß hier an sich ziemlich verwickelte Vorgänge durch sehr einfache Manipulationen bewirkt werden. Im Betriebe haben sich diese Apparate als vollkommen zuverlässig erwiesen, ihre Bedienung ist so einfach, daß auch Personen, die mit der gesamten Einrichtung wenig vertraut sind, diese bedienen können.

Auf dem Bilde, Fig. 15, sind noch drei Hebel unter dem Schaltbrett zu sehen, die die Aufschriften tragen: Gas vorn, Gas oben, Gas hinten. Sie dienen dazu, die entsprechenden Ventile vermittelst einfacher Flachschieber zu betätigen.

Die Steuerleitungen bestehen aus Kupferrohr von 4 mm l. W., die sich längs des Ballons in Schlauchleitungen fortsetzen.

Die Druckluft hat, wie man sieht, im Siemens-Schuckert-Luftschiff sehr mannigfaltige Verwendung gefunden.

Die Vorteile einer solchen Anlage sind kurz folgende: Große Übersicht der gesamten Anlage, die Möglichkeit einfacher

Bedienung, also Entlastung des Führerpersonals, und hohe Betriebssicherheit.

Zusammenfassung.

Es wird erläutert:

- I. Die Erzeugung von Druckluft mittels eines zweizylindrigen Kompressors und die Reinigung derselben von Öl und Wasserdampf.
- II. Die Verwendung der Druckluft.
 1. Zur Steuerung der Ballonventile,
 2. zur Steuerung der Luft- und Gasklappen,
 3. zur Vornahme der Wasserverschiebung zwecks Trimmänderung des Luftschiffes,
 4. zur Erzielung einer stetigen Benzinzufuhr zu sämtlichen Benzinmotoren.
- III. Die Steuerung der Druckluft mittels kombinierter Schieber (Trimmapparate).

Bemerkungen zum Aufsatz von Dr. Bendemann: Versuchsanlage für den Kaiserpreis.

Im Heft 22 der Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt beschreibt Herr Dr. Bendemann die Versuchsanlage für den Kaiserpreis und den dabei verwandten Pendelrahmen. Dieser Rahmen erfüllt die Forderung, daß die Motorachse mit der Pendelachse zusammenfällt, und die, daß der Motor ohne jede Änderung mit seiner Schraube auf ihn gesetzt werden kann, wie er ins Flugzeug eingebaut wird.

Ich möchte auf eine Lösung der Aufgabe hinweisen, die noch einfacher zu sein scheint, als die von Herrn Dr. Bendemann angegebene.

Wie die Fig. I und II auf S. 315 zeigen, ist der Motor in einem Rahmen *a* befestigt, der von zwei Paaren von Hebeln *b* und *c* gestützt wird. Da in der Normalstellung, in der die Messungen gemacht werden, die Verbindungsgeraden der Hebelgelenke *d e* und *f g* sich in der Motorachse schneiden, so ist diese die »augenblickliche Drehachse«.

Die Aufhängung läßt außer dieser Drehung um die »augenblickliche Drehachse« keine weitere Bewegung zu, vermeidet also die Querhalter.

Die Aufhängung nach Fig. I ist labil und durch ein an geeigneter Stelle angebrachtes Gegengewicht stabil zu machen.

Georg Madelung.

Die von Herrn Georg Madelung mitgeteilte Pendelrahmenanordnung ist im Prinzip richtig. Es gibt auch sonst noch manche Wege, die Aufgabe zu lösen.

Die von mir gewählte Lösung hat den Vorteil, daß der von der Schraube erzeugte Luftstrom möglichst wenig Widerstände in der Umgebung des Motors findet. Der Motor ist nämlich nur durch Zugorgane, die man also sehr dünn halten kann, an dem Hebelwerk der Wage und an den Querhaltern befestigt. Bei dem System von Madelung greifen dagegen auf Biegung beanspruchte Hebel unmittelbar am Pendelrahmen an. Diese müssen unvermeidlich recht erhebliche Querschnitte erhalten. Dagegen sind die Querhalter, die er zu vermeiden sucht, überhaupt kaum nennenswert beansprucht. Darin kann ich keine Verbesserung finden.

Überdies ist es bei dem Madelungschen System schwierig, dem Pendelrahmen die Bewegungsfreiheit in axialer Richtung zu geben, auf die ich Wert gelegt habe, um zugleich auch den Schraubenschub bzw. den axialen Luftwiderstand des Motors beobachten zu können.

Dr. Ing. Bendemann,

Direktor der Deutschen Versuchsanstalt für Luftfahrt.

Zur Füllungstemperatur des Freiballons.

Von R. Emden, München.

In einem Aufsätze gleichen Titels¹⁾ haben K. Bassus und A. Schmauß mitgeteilt, daß bei einer Fahrt in praller Sonne schließlich die Temperaturen des Schwarzkugelthermometers und des Füllgases zusammenfielen, daß also der Ballon, er bestand aus metallisiertem Stoffe, dieselbe Temperatur annahm, wie ein unter denselben Bedingungen bestrahlter schwarzer Körper. Dies manchem unerwartete Resultat hatte ich bereits im vergangenen Winter anlässlich einer Dis-

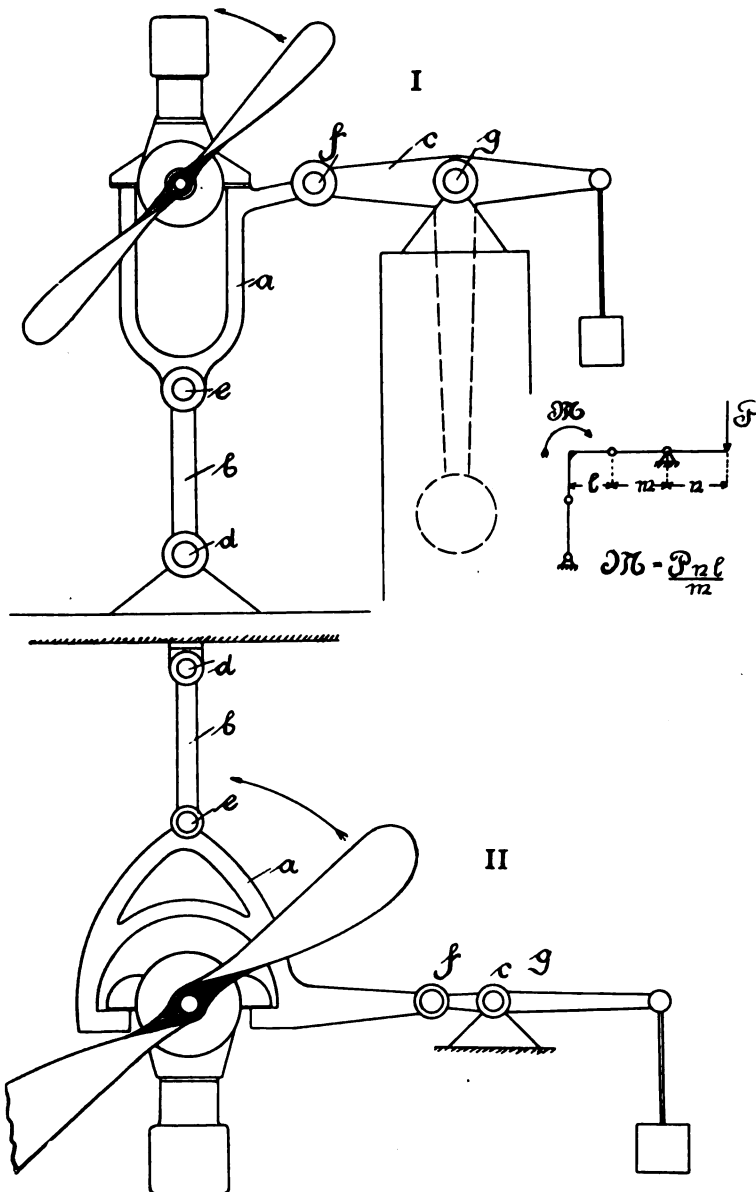


Fig. I u. II zum Artikel Madelung: Versuchsanlage für den Kaiserpreis.

kussion im Münchner Verein für Luftschiffahrt über Füllungstemperaturen vorausgesagt. Denn es folgt unmittelbar aus dem Satze, daß die Temperatur des Strahlungsgleichgewichtes d. i. die Temperatur, bei welcher zugestrahlte und abgegebene Wärmemengen einander gleich sind, unabhängig ist von dem Emissionsvermögen, also auch von dem Absorptionsvermögen des bestrahlten Körpers. Der Satz läßt sich leicht wie folgt beweisen.

Ist s die Konstante des Stefanschen Strahlungsgesetzes, so strahlt bei der Temperatur T pro Zeit- und Flächeneinheit ein schwarzer Körper die Wärmemenge sT^4 , ein Körper vom Absorptionsvermögen a bekanntlich eine Wärmemenge asT^4 aus. Bezeichnen a , r und d die Bruchteile der einfallenden

Strahlung S , die absorbiert, reflektiert und durchgelassen werden, so ist

$$a + r + d = 1 \quad (1)$$

Die Temperatur T des Strahlungsgleichgewichtes folgt aus der Bedingungsgleichung abgehende = ankommende Wärmemenge.

$$asT^4 + r \cdot S + d \cdot S = S \quad (2)$$

die mit Rücksicht auf 1) sich vereinfacht zu

$$sT^4 = S \quad (3)$$

also T unabhängig von a gleich der Temperatur des schwarzen Körpers. Ein vollkommen versilberter und ein vollkommen geschwärzter Ballon werden sich auf dieselbe Temperatur einstellen. Auch die Gasmasse allein, in eine vollkommen durchsichtige Hülle eingeschlossen, würde dieselbe Temperatur annehmen, ebenso nach genügend langer Zeit die ruhende Atmosphäre an diesem Orte. a regelt wohl die absorbierten Wärmemengen und damit die Geschwindigkeit der Einstellung, ist aber ohne Einfluß auf die Endtemperatur. Damit erklärt sich auch die Tatsache, daß im Innern des Ballones aufgehängte Thermometer nicht aspiriert werden müssen.

(Die Gleichungen 1) und 2) gelten strenge nur für jede Wellenlänge; das Resultat 3) bleibt bestehen, wenn das Absorptionsvermögen a unabhängig von der Wellenlänge, also sog. Graustrahlung angenommen wird, was bei der in Betracht kommenden Temperatur angenähert richtig ist, und die Temperatur, da sie in der 4. Potenz in ihrer Bestimmungsgleichung 3) eingeht, wenig beeinflußt.)

Das Resultat scheint in Widerspruch zu stehen mit manchen bekannten Tatsachen, z. B. daß helle und dunkle Gegenstände, blanke und geschwärzte Thermometer, der Sonnenstrahlung ausgesetzt, sich meistens verschieden erwärmen. Dieser scheinbare Widerspruch löst sich wie folgt. Der abgeleitete Satz gilt strenge nur dann, wenn die linke Seite der Gl. 2 nur aus den angeschriebenen drei Summanden besteht, nicht aber, wenn noch Wärmemengen durch sog. äußere Wärmeleitung abgegeben werden. Setzen wir letztere gleich $h(T - T_0)$, also proportional der Temperaturdifferenz, gegen die umgebende Luft mit der Temperatur T_0 , h die Konstante der äußeren Wärmeleitung, die bei aspirierten Thermometern und bei Luftschiffen in rascher Fahrt große Werte annehmen kann, so erhalten wir die neue Bedingungsgleichung

$$asT^4 + h(T - T_0) + r \cdot S + d \cdot S = S \quad (2a)$$

und mit Rücksicht auf 1) die Bestimmungsgleichung für T

$$sT^4 + \frac{h}{a}(T - T_0) = S \quad (3a)$$

Jetzt wird die Temperatur T durch das Absorptionsvermögen a beeinflusst, um so stärker, je größer h , je kräftiger der Körper von vorbeistreichender Luft umspült wird. Die Temperatur T ist um so tiefer (höher), je größer (kleiner) h und je kleiner (größer) a ist. Für eine versilberte Oberfläche, die nichts durchläßt und 97% der Strahlung reflektiert, hat a den Wert 0,03, so daß bei nicht zu kleinem h der zweite Summand, das Leitungsglied, kräftig zur Wirkung gelangen und den Wert von T herabdrücken kann. Bei kleinem h (Windstille in dünner Luft, also großer Höhe) und nicht zu kleinem a ist die Temperatur des Strahlungsgleichgewichtes, in der 4. Potenz in Gl. 3a eingehend, im wesentlichen unabhängig von der Oberflächenbeschaffenheit; je stärker die Ventilation, desto stärker kommen namentlich die kleinen a zur Geltung. Bei versilberten Thermometern kann sich bereits schwacher Luftzug fühlbar machen. Zwei Luftschiffe mit heller resp. dunkler Oberfläche können im Winde treibend beide die Temperatur des Schwarzkugelthermometers, in voller Fahrt wesentlich niedrigere, ungleiche Temperaturen annehmen.

Schreiben wir 3a in der Form

$$sT^4 = S - \frac{h}{a}(T - T_0),$$

so können wir das scheinbar paradoxe Resultat herauslesen: Das Absorptionsvermögen kommt um so weniger zur Geltung, je stärker die Bestrahlung. Die Versuche von Bassus und

¹⁾ Ztschr. 1912, Heft 20, S. 280.

Schmauß haben gezeigt, daß in praller Sonne, selbst bei schwacher Vertikalbewegung, die abgeleiteten Wärmemengen gegenüber den ausgestrahlten Wärmemengen praktisch vollkommen zurücktreten. Bei Nachtfahrten und Fahrten bei bedecktem Himmel braucht dies nicht mehr der Fall zu sein, und Füllung und Schwarzkugelthermometer können sich auf verschiedene Temperaturen einstellen.

Der vierte Pariser Salon d'Aéronautique (26. Oktober bis 10. November 1912).

Von Dipl.-Ing. Dr. Victor Quittner. (Fortsetzung aus Heft 23.)

Sommer.

Von Roger Sommer sieht man auf der Ausstellung einen Eindecker seines bekannten Typs, der seit dem Vorjahre ganz gleich geblieben ist, und einen Zweidecker, der auch keine sehr bedeutenden Neuerungen aufweist, aber doch eine Neukonstruktion ist.

Verändert ist zunächst das Fahrgestell, bei dem die durchgehende Achse fortgefallen ist. Statt dessen sitzt jedes Rad für sich auf einem kurzen Achsstummel, der außen auf der langen, bis zum vorderen Höhensteuer reichenden Kufe, innen auf einem kurzen, der Kufe parallelen Stahlrohr durch Vermittlung von Gummiringen aufruhet. Jede Kufe ist für sich durch zwei Stützen mit der Hauptzelle verbunden. Im ganzen macht das neue Fahrgestell nicht gerade den Eindruck einer klaren und soliden Konstruktion, doch soll es sich gut bewährt haben.

Eine Neuerung ist es auch, daß von den sechs Hilfsflügeln zwei durch einen Fußhebel in Verbindung mit dem Seitensteuer bewegt werden können.

Viel Sorgfalt ist auf die Einrichtungen zur Steuerbedienung verwandt worden. Alle Steuerzüge sind doppelt und möglichst geschützt verlegt, und alle beweglichen Teile sind in Bronzebüchsen gelagert. Die Holme der Tragflächen bestehen aus hohlem Holz, ebenso alle Stiele, mit Ausnahme der beiden neben dem Motor, für die Stahlrohr verwendet wurde. — Während Sommer bisher fast ausschließlich Gnôme-Motoren verwendete, ist in den ausgestellten Zweidecker ein Renault-Motor eingebaut.

Neben seinen Flugzeugen stellt Sommer noch — in ein unbespanntes Eindeckerboot eingebaut — einen sogenannten »Stabilisator« aus. Es handelt sich aber durchaus nicht um einen automatischen Stabilisator, sondern lediglich um eine Einrichtung, die es gestattet, in Notfällen außer dem eigentlichen Höhensteuer auch die vor diesem befindliche, schwach gewölbte und sonst feste Fläche mit zur Höhensteuer heranzuziehen, und zwar durch denselben Steuerhebel. Wie man sieht, bewegt der Steuerhebel h (Fig. 31) außer dem eigentlichen

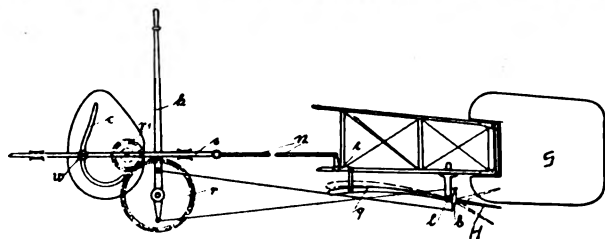


Fig. 31. Bedienung des Höhensteuers beim Sommer-Eindecker.

Höhensteuer H noch durch Vermittlung der Zahnräder r_1, r_2 die Scheibe w . In dem Schlitz c derselben gleitet ein auf der Stange s befestigter Bolzen. Da der Schlitz im mittleren Teile kreisförmig gebogen ist, so tritt nur bei sehr starken Ausschlägen des Steuerhebels eine Verschiebung der Stange s ein, die dann durch die weitere Stange n und den Winkelhebel i eine Drehung der Schwanzfläche q um ihre Hinterkante l bewirkt. — Früher benutzte Sommer zur Verstellung der Schwanzfläche einen besonderen, seitlich angebrachten Hebel. Die neue Kombination dürfte für Flugzeuge, die eine verstellbare Schwanzfläche besitzen, recht praktisch sein, da die Sicherheit durch die in Gefahrenfällen mögliche starke Vergrößerung der Steuerfläche sicher erhöht wird.

Farman.

Die von Henry und Maurice Farman ausgestellten Zweidecker weisen keine bedeutenden Veränderungen gegenüber den bekannten Typen auf. Der Zweidecker von M. Farman ist mit seiner Spannweite von 15,50 m und Tragfläche von 55 qm der größte Apparat des Salons; es ist der Typ, mit dem Fourny seinen Distanz- und Dauerrekord von 13 Std. 17 Min. aufgestellt hat. Die auffallendste Neuerung sind die beiden



Fig. 32. Neuester Wasserzweidecker von Henry Farman (Seitenansicht).

großen Cellonfenster an der Spitze der Karosserie, zu denen noch ein ebenfalls durchsichtiger Windschirm hinzukommt. Die Kufen sind am Rückende elastisch und heruntergebogen, um gut am Boden zu bremsen. Zum Antrieb dient wie gewöhnlich der 70 PS-Renault-Motor.

An dem gepanzerten Wasserflugzeug von H. Farman (Vorderteil s. Fig. 4, S. 277), das durch seine Aufstellung in einem kleinen Wasserbassin einiges Aufsehen erregte, sind auch nicht viele Neuerungen zu sehen. Bemerkenswert ist

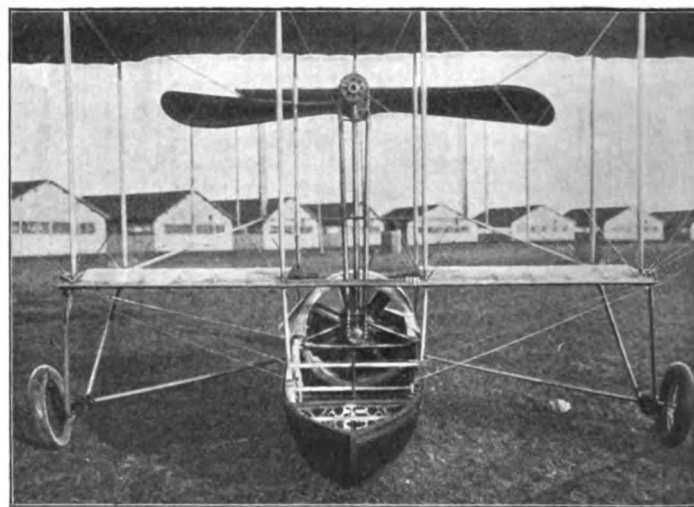


Fig. 33. Neuester Wasserzweidecker von Henry Farman (Vorderansicht).

die für die große Spannweite von 13,5 m geringe Zahl von sechs Stielen pro Flügelholm und das Fehlen der Stützstangen für die herunterklappbaren Enden des oberen Tragdecks, die somit nur durch Spanndrähte von oben und unten gehalten werden. Sehr einfach ist das Untergestell, das aus nur zwei Stahlrohrstützen für jeden Schwimmer nebst einigen Verspannungen besteht. Auch die Hauptträger des Schwanzgerüsts bestehen aus Stahlrohr, während die tropfenförmigen Stiele aus hohlem Holz gefertigt sind. Die Panzerung besteht

nicht wie sonst aus einem starken Nickelstahlblech, sondern aus zwei Stahlblechen, deren Zwischenraum mit einer besonderen Füllmasse ausgefüllt ist.

Daß übrigens Farman selbst dieses Wasserflugzeug noch nicht als definitiven Typ betrachtet, scheint daraus hervorzugehen, daß er kürzlich einen neuen Wasserzweidecker gebaut hat, bei dem — ähnlich wie bei Donnet-Levêque — die Flieger in einem unter den Flügeln befindlichen Boot sitzen (Fig. 32 u. 33). Das Boot bildet aber nicht zugleich den Körper des Flugzeuges, sondern endet bald hinter den Flügeln, während ein normales Gerüst die Schwanzflächen trägt. Um den Schwerpunkt möglichst tief zu legen, was bekanntlich für die Stabilität im Wasser — nicht für die in der Luft — sehr vorteilhaft ist, ist der Motor in das Innere des Bootes verlegt und treibt den hochgelegenen Propeller durch Kettenübertragung. Die untere Tragfläche ist sehr schmal, so daß ein Eintauchen bei seitlichen Schwankungen nicht zu befürchten ist. Über praktische Ergebnisse dieses neuen Wasserflugzeuges ist bisher nichts bekannt geworden.

Doutre.

Die Firma Doutre, die bisher nur durch ihren automatischen Stabilisator bekannt war (auf den noch später zurückgekommen werden soll), hat diesmal auch einen vollständigen Zweidecker ausgestellt, der natürlich mit ihrem Stabilisator ausgerüstet war. Der Apparat selbst unterscheidet sich nur wenig von den Zweideckern von M. Farman. Hervorzuheben ist die weitgehende Verwendung von hohlem Holz, für die Stiele, Flügelholme und andere Konstruktionsteile. Das obere Tragdeck hat eine Spannweite von 16,50, das untere von 13 m bei 2 m Tiefe. Die Wölbung beträgt 60 mm (1 : 33,3), die größte Dicke der Flügel 55 mm. Die gleichgeformte doppelte Schwanzfläche hat einen bedeutend geringeren Anstellwinkel, so daß sie nur wenig tragend ist. Besondere Sorgfalt ist auf die Steuerungseinrichtungen verwendet, von denen das Höhensteuer normal durch den Stabilisator betätigt wird, aber jederzeit auch von Hand bedient werden kann; alle Bewegungen erfolgen auf Kugellagern, und damit die Steuerseile stets gleichmäßig angespannt sind, laufen sie auf Kreissektoren von großem Durchmesser auf. Das Fahrgestell enthält zwei lange, zum vorderen Höhensteuer aufgebogene Kufen, deren jede ein Räderpaar in der schon vom Vorjahre her bekannten Anordnung von Zens trägt. Zum Antrieb der 600 kg schweren Maschine dient ein Renault-Motor von 70 PS.

Caudron.

Der von der Firma Caudron ausgestellte große Wasserzweidecker (Fig. 34) ruht auf zwei Schwimmern, die denen von Fabre ähneln, sich aber von ihnen durch die Stufe auf der Unterseite unterscheiden. Daneben sind noch zwei kleine Hilfsschwimmer unter dem Schwanz vorhanden. Die Schwimmer, deren Wände aus mit Segeltuch bedecktem Eschenholz bestehen, enthalten 13 Schotten und wiegen 25 kg. Das Interessanteste an dem ganzen Flugzeug ist die Verbindung der Schwimmer mit Rädern (Fig. 35), die in einen Ausschnitt im hinteren Teil des Schwimmers eingesetzt sind. Durch diese Lage soll bewirkt werden, daß das von der Stufe des Schwimmers nach unten abgelenkte Wasser nicht an die Räder kommt, so daß dieselben beim Abflug vom Wasser nicht hochgezogen werden müssen. Es scheint, daß das tatsächlich der Fall ist, und die von Caudron angewandte Anordnung wäre dann wohl die einzige Methode, wie man ohne hochziehbare Räder einen Abflug vom Wasser bewirken kann. Die Landung auf festem Boden dürfte allerdings bei dem

vollständigen Fehlen jeder Federung mit einem so schweren Flugzeug nicht leicht sein.

Was die sonstige Konstruktion des Apparates betrifft, so ist sie gegen früher kaum verändert, und das gleiche gilt auch von dem mitausgestellten Eindecker. An beiden Flugzeugen ist die für Caudron charakteristische Flügelkonstruktion, bei der nur das vordere Drittel des Profils fest, der ganze Rest elastisch nachgiebig ist, unverändert beibehalten worden. Ebenso ist die Firma Caudron im Gegensatz zu vielen anderen

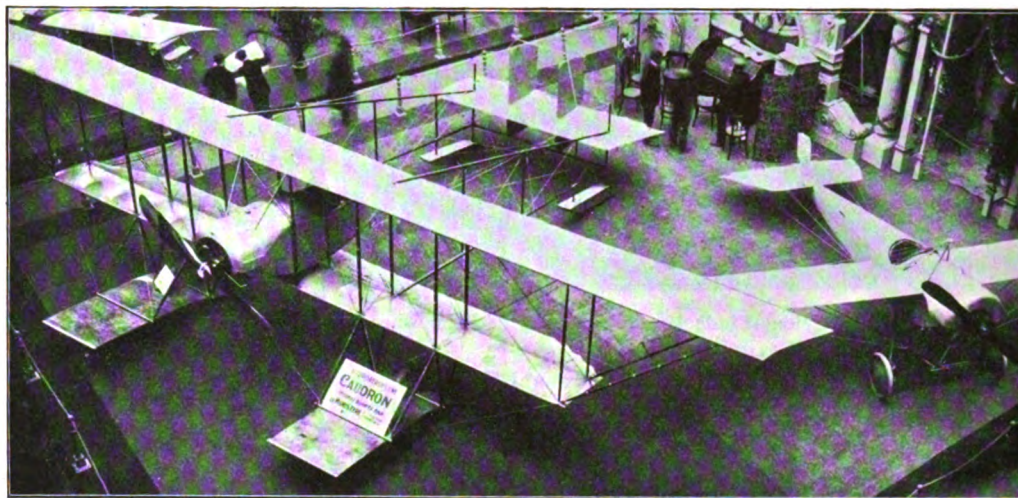


Fig. 34. Wasserzweidecker von Caudron.

dem Holz treu geblieben, das bei beiden Maschinen als alleiniges Konstruktionsmaterial angewendet wird. Was den Eindecker betrifft, so zeichnet er sich durch die schöne Linienführung des runden Rumpfes aus, die ihm eine hohe Geschwindigkeit bei relativ kleiner Motorkraft sichert.

Tubavion.

Das von der Firma Pouche et Primard gebaute Flugzeug (Fig. 36) unterscheidet sich nicht unwesentlich von dem

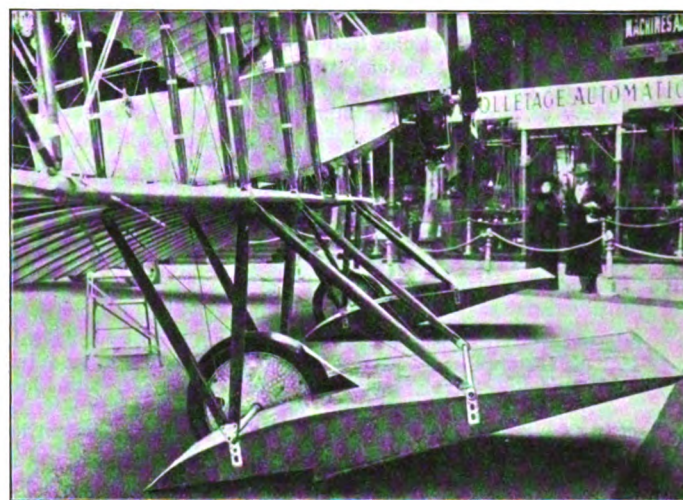


Fig. 35. Schwimmer- und Räderanordnung am Caudron-Zweidecker.

vorjährigen Modell, wenn auch die allgemeine Form beibehalten wurde. Im Vorjahre bestanden die Flügel aus einer einzigen Lage von Aluminiumblech, über dem die Holme frei in der Luft lagen. Eine solche Anordnung erzeugt natürlich einen sehr hohen Luftwiderstand, und so ist es nicht zu verwundern, daß diesmal zu der unteren Aluminiumfläche eine obere Stoffbespannung hinzugefügt wurde. Freilich fragt man sich jetzt, warum es denn unten Blech sein müsse, wenn oben (wo doch die Beanspruchungen größer sind) der Stoff genügt,

und man geht vielleicht nicht fehl, wenn man erwartet, im nächsten Jahre auf der Ober- und Unterseite die gebräuchliche Stoffbespannung zu sehen! Auch in einem zweiten Punkte hat sich die Konstruktion den normalen Ausführungen genähert; während früher nur untere Stützen die Flügel hielten, ist jetzt auch eine Verspannung von oben hinzuge-

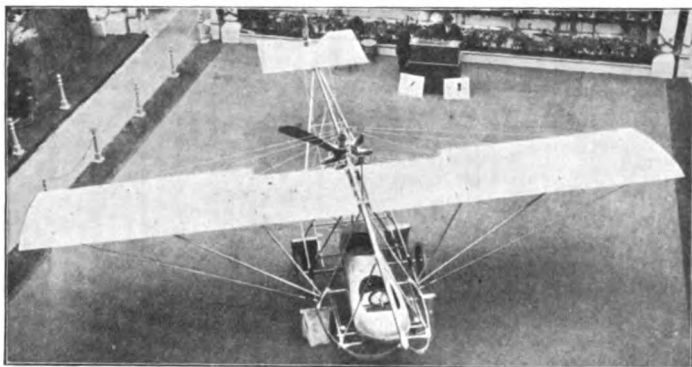


Fig. 36. »Tubavion«-Eindecker von Pouche et Primard.

kommen. Etwas vereinfacht ist auch das Fahrgestell, das jetzt an Stelle der früheren vier Räder nur deren zwei enthält.

Goupy.

Der bekannte Zweidecker von Goupy weist fast keine Änderungen auf, nur daß er durch Hinzufügung zweier Tellerschwimmer, zu denen noch ein kleiner Hilfsschwimmer unter der Schwanzfläche hinzukommt, in ein Wasserflugzeug verwandelt wurde. Die Montage des ganzen Flugzeugs, das einfach mit seinen Kufen auf zwei oben an den Schwimmern befestigte Querrohre gesetzt wurde, macht einen etwas provisorischen Eindruck, wenn auch andererseits der Vorteil anzuerkennen ist, daß die Auswechselung der Schwimmer gegen eine Achse mit Rädern sehr einfach ist, so daß sich das Wasserflugzeug in sehr kurzer Zeit in ein Landflugzeug umwandeln läßt.

(Fortsetzung folgt.)

Ausstellungen.

Londoner Aero-Ausstellung. Wie die »Ständige Ausstellungskommission für die Deutsche Industrie« mitteilt, findet vom 14. bis 22. Februar 1913 mit Unterstützung des »Royal Aero Club« in der Olympia die »International Aero Exhibition« der »Society of Motor Manufacturers and Traders Ltd.« statt.

Alle Zuschriften sind zu richten an: the Exhibition Manager, Mr. H. A. Blackie, Office, Maxwell House, Arundel Street, Strand, London W. C. Die Ausstellungsdrucksachen können an der Geschäftsstelle der Ständigen Ausstellungskommission (Berlin N. W., Roonstr. 1) eingesehen werden.

Von der gleichen Gesellschaft ist für den Juli 1913 in der Olympia eine »Commercial Vehicle Show« geplant, für diese ist Druckmaterial noch nicht zur Ausgabe gelangt.

Internationale Baufach-Ausstellung 1913. Auf dieser in Leipzig von Mai bis Oktober abzuhaltenen Ausstellung werden u. a. neben Modellen von Sportplatzanlagen auch Motorfahrzeuge, wie Flugzeuge und Luftschiffe ausgestellt. Nähere Auskünfte erteilt die »Ständige Ausstellungskommission für die Deutsche Industrie« Berlin, Roonstr. 1.

Patentschau.

(Von Ansbert Vorreiter.)

Ausliegende Patentanmeldungen.

(A: Anmeldung, E: letzter Tag der Einspruchsfrist.)

77 h. B. 57 448. Vorrichtung zur selbsttätigen Zurückführung eines Flugzeugs in eine von Hand einstellbare Fahrtrichtung. Karl Bloß, Rüssel, Ostpr. A. 9. 2. 10. E. 2. 2. 13.

77 h. H. 55 958. Ballon- und Flugzeugstoff. Fa. Gebrüder Häberer, Rodewisch. A. 13. 11. 11. E. 2. 2. 13.

46 a. P. 28 467. Explosionskraftmaschine mit schwingendem Zylinder. Max Piel, Aachen, Paßstraße 78. A. 11. 3. 12. E. 2. 2. 13.

77 h. B. 57 125. Steuervorrichtung mit zwei ineinander gelagerten Wellen. Ernst Bucher, Heidelberg. A. 17. 1. 10. E. 5. 2. 13.

77 h. Sch. 40 544. Verspannung der die Gondeln tragenden Querträger eines Gerippes für starre Luftschiffe. Dipl.-Ing. Johann Schütte, Danzig-Langfuhr. A. 6. 3. 12. E. 5. 2. 13.

77 h. M. 47 259. Wendeflügelrad für Flugzeuge; Zus. z. Pat. 249 265. Hans Rud. Meyer, Berlin, Landsbergerpl. 5. A. 9. 3. 12. E. 9. 2. 13.

77 h. V. 11 236. Luftschraube, deren Flügel von an der Achse durch Tangentialspeichendrähne befestigten Ringen getragen werden. Dr. Alwin Viëtor, Wiesbaden, Neudorferstr. 4. A. 13. 11. 12. E. 9. 2. 13.

77 h. G. 32 050. Fluglehrvorrichtung. Adolf Friedrich Gerdes, Berlin, Friedrichstr. 233. A. 7. 7. 10. E. 12. 2. 13.

77 h. T. 17 804. Abwurfvorrichtung für Luftfahrzeuge. Henri Autoine Guillaume Alexandre Terrisse, Versailles, Frankreich; Vertr.: A. Bauer, Pat.-Anw., Berlin SW. 68. A. 18. 9. 12. E. 16. 2. 13.

77 h. W. 38 192. Steuer für Luftfahrzeuge. Hermann Werner, Kiel, Hansastr. 76. A. 2. 10. 11. E. 16. 2. 13.

77 h. Z. 78 65. Zerlegbares Luftschiff. Jakob Zimmermann, Düsseldorf, Amsterdamerstr. 155. A. 30. 4. 12. E. 16. 2. 13.

Patenterteilungen.

46 a. 254 725. Viertaktmaschine mit im Kolben angeordnetem Auspuffventil; Zus. z. Pat. 254 335. Oskar Freiberg, Gautzsch b. Leipzig, Max Freiberg, Paris, und Otto Petzsche, Borsdorf b. Leipzig; Vertr.: Oskar Freiberg, Gautzsch b. Leipzig. 24. 12. 11. F. 33 637.

46 c. 254 889. Explosionskraftmaschine mit strahlenförmig angeordneten, kreisenden Zylindern. Dipl.-Ing. Hans Windhoff, Berlin-Schöneberg, Bennigsenstraße 21. 15. 2. 11. W. 36 681.

46 a. 255 413. Explosionskraftmaschine mit zwei gegenüberliegenden Gruppen zu einander paralleler und um eine feste Welle kreisender Zylinder. Louis Vallez, Lille, Frankreich; Vertr.: J. P. Schmidt und O. Schmidt, Pat.-Anwälte, Berlin SW. 68. 11. 10. 11. V. 10 391.

46 c. 255 457. Einrichtung an selbsttätigen Zündmomentreglern, bei denen Fliehkräfte einen mit der Tourenzahl sich vergrößernden Verstellungswinkel hervorrufen. »Mafam« Motor-Apparate G. m. b. H., Frankfurt a. M.-Bockenheim. 1. 9. 11. H. 55 270.

46 c. 255 458. Autogen geschweißter Zylinder für Explosionskraftmaschinen. Ernst Jaenisch, Berlin, Zeughofstr. 16. 19. 5. 11. J. 13 654.

Auszüge aus den Patentschriften.

247 139. Verfahren zum Nachfüllen von Luftballonen. Marie Erdmann geb. Bruns in Charlottenburg. Die Erfindung bezieht sich auf ein Verfahren zur Nachfüllung von Ballonen und desgl. durch flüssigen Wasserstoff während der Fahrt und besteht darin, daß der Wasserstoff durch Wärmezufuhr vergast und dem Ballon zugeführt wird.

Bei dem Vergasen von 1 kg Wasserstoff wird nicht nur die Belastung um 1 kg geringer, sondern gleichzeitig werden 2 cbm Wasserstoffgas gewonnen, welche ihrerseits 14 kg Ballast zu tragen imstande sind. Beim Vergasen flüssigen Wasserstoffs erhöht sich also die Tragkraft des Ballons um das 15 fache des vergastem Wasserstoffgewichts.

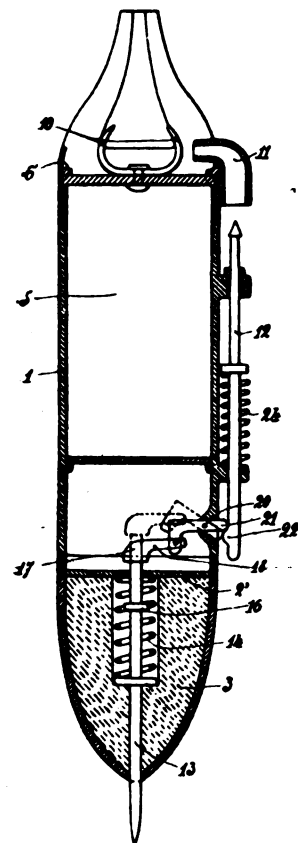
Ein Ballon von 500 cbm Inhalt wird mit einem kugelförmigen Sack aus Ballonstoff versehen, welcher etwa 100 l faßt und zur Aufnahme von 7 kg flüssigem Wasserstoff bestimmt ist. Dieser Sack kann mit Watte oder einem anderen aufsaugungsfähigen Material von geringem Gewicht und geringer spezifischer Wärme beschickt werden. Außen ist er mit einer geeigneten Wärmeschutzmasse umkleidet, z. B. Eiderdaunen, die von einer konzentrischen Hülle aus Ballonstoff umschlossen sind. Diesen Sack mit flüssigem Wasserstoff befestigt man zweckmäßig über der Gondel in der Nähe des Füllaufsatzes des Ballons. So lange man nur einen langsamen Ersatz des aus dem Ballon diffundierenden Füllgases (z. B. Leuchtgas) durch den abdestillierenden Wasserstoff beabsichtigt, muß die Doppelwandung des Wasserstoffsackes mit gasförmigem Wasserstoff gefüllt gehalten werden. Wünscht man dagegen eine schnelle Erhöhung der Tragkraft, so genügt es, zwischen die Doppelwandung Luft durchzublasen, um eine rasche Verflüchtigung des in dem Sack eingeschlossenen flüssigen Wasserstoffes zu erreichen. In jedem Falle wird das erhaltene Wasserstoffgas dem Ballon zugeführt, ev. nach Passieren eines Rippenkörpers, in welchem es sich auf Lufttemperatur erwärmt.

248 725. Büchse zum Auswurf von Depeschen aus Luftfahrzeugen. Paul Fugairon in Paris. Die Erfindung bezieht sich auf eine Büchse, welche zur Abgabe von Depeschen von Luftfahrzeugen aus dienen soll, und ist die Büchse derart eingerichtet, daß dieselbe beim Auftreffen auf den Boden selbsttätig den Ort ihrer Lage kenntlich macht.

Die Zeichnung stellt eine beispielsweise Ausführung der Erfindung dar, welche im übrigen in sehr verschiedener Gestaltung zur Anwendung kommen kann.

Fig. 1 ist ein senkrechter Schnitt durch die Büchse, Fig. 2 eine entsprechende äußere Ansicht.

Die Büchse besteht im wesentlichen aus einem zylindrischen Hohlkörper 1, vorzugsweise aus Metallblech, dem unten eine eiförmige Spitze 2 angeschraubt ist. Diese enthält eine Bleifüllung 3, um den senkrechten Fall zu sichern. Durch die Zwischenböden 2', 4 ist in der Büchse 1 eine Kammer abgeteilt, welche zur Aufnahme einer Auslösevorrichtung dient, während der Raum 5 die zusammengerollten Depeschenblätter aufnimmt. Das obere Ende der



Zu Nr. 248 725.

Büchse 1 ist durch einen Deckel 6 verschließbar, der gemäß Fig. 2 beispielsweise mittels Bajonettverschluß 7 oder sonst irgendwie abnehmbar an 1 befestigt werden kann. Dieser Deckel ist nach oben hin haubenförmig gestaltet und mit seitlichen Ausschnitten 8 versehen; die Nasen 6' des Deckels 6 tragen den Bodendeckel 9, der oben mit federnden Klauen 10 zur Aufnahme einer Leuchtpatrone oder sonst eines geeigneten Feuerwerkskörpers versehen ist. Der Zündfaden des letzteren verläuft in die Hülse 11, in welche unten ein Zündplättchen oder sonst ein Perkussionszünder in geeigneter Weise befestigt wird.

Zur Zündung ist unten in der Spitze 2 ein Stift 13 vorgesehen. Dieser ist oben von einer Schraubenfeder 14 umgeben, die mit dem oberen Ende des Bodens 2', unten einem Bund 15 des Stiftes 13 anliegt und diesen daher in der Lage der Fig. 1 erhält. Das obere Ende des Stiftes trägt ein Ansatzstück 18, welches gelenkig mit dem um den Zapfen 20 drehbaren Winkelhebel 19 verbunden ist. Das die Wand des Zylinders 1 durchdringende Ende 21 dieses Hebels ruht auf der seitlich an dem Perkussionsstift 12 befindlichen Nase 22. Dieser Stift 12 ist in den Warzen 23 geführt und wird durch eine gegen den Bund 25 wirkende Feder 24 derart nach oben gezogen, daß die Nase 22 fest gegen das Hebelende 21 und dieses oben gegen den in der Büchsenwand befindlichen, den Hebel durchlassenden Schlitz gedrückt wird.

Nach Einbringung der Depesche in den Raum 5 der Büchse wird der Deckel 6 aufgesetzt, eine Flammenfeuerpatrone zwischen den Klauen 10 befestigt und deren Zündfaden in das Rohr 11 eingeführt, worauf man unten in dasselbe die Zündpille einsetzt, nachdem man den Perkussionsstift 12 so nach unten gedrückt hat, daß die Nase 22 unterhalb des Hebels 21 zu liegen kommt.

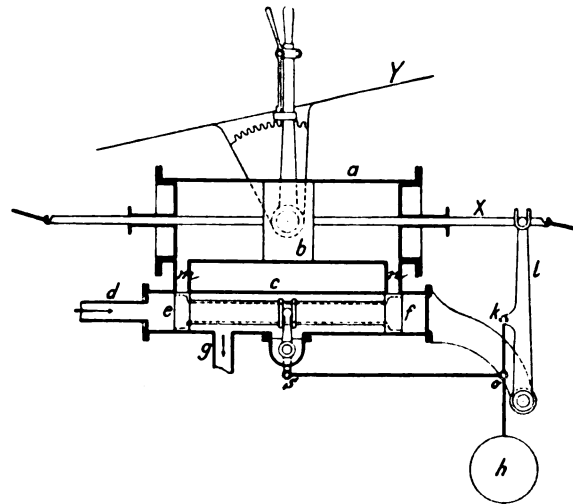
Läßt man die Büchse aus dem Luftfahrzeug herabfallen, so trifft diese mit dem Stift 13 gegen den Boden, wobei der Stift, den Druck der Feder 14 überwindend, den Hebel 21 in die punktierte Lage dreht, so daß der Zündstift 12, von Feder 24 getrieben, vorschrebt und zündet. Die Entflammung macht nachts durch ihr Feuer oder bei Tag durch den Rauch die Lage der Büchse auf dem Boden kenntlich und deren sofortiges Auffinden möglich.

249 442. Selbsttätige Stabilisierungsvorrichtung für Luftfahrzeuge. Donat Banki in Budapest. — Mit Hilfe eines Pendels wird die Verstellung der Stabilisierungsflächen unter Vermittlung einer Kraftquelle (Servomotors) bewirkt. Die Erfindung bezweckt, keine Übersteuerung der Stabilisierungsflächen stattfinden zu lassen, was dadurch erzielt wird, daß der Kolben des Servomotors auf das Steuerungsgestänge des Servomotors einwirkt.

Mit dem Kolben b des Servomotors a sind die Seile zur Verstellung der Stabilisierungsflächen verbunden, oder es werden die Bewegungen des Kolbens auf eine Achse übertragen, von welcher aus die Stabilisierungsflächen bewegt werden. In den Verteilungsapparat c des Servomotors wird die Preßflüssigkeit von der durch den Haupt- oder durch einen besonderen Hilfsmotor angetriebenen Pumpe durch das Rohr d zugeführt. Die Räume e und f sind miteinander verbunden, nach der Zeichnung durch die Bohrung des Verteilerkolbens. m und n sind die in den Servomotor führenden Kanäle, und g ist das zur Pumpe zurückführende Rohr.

Zur Einstellung des Verteilers dient das Pendel h, dessen Schwingungsachse k in einem vom Servomotor bewegten Hebel l gelagert ist, und die Verbindungsstange s—p. Mit dieser Bewegung der

Schwingungsachse stellt der Servomotor den Verteiler in die mittlere Stellung ein in dem Moment, in welchem die Stabilisier Vorrichtung in einer etwas schiefen Stellung gegenüber der ursprünglichen Stellung in Beharrung kommt, indem die Bewegung des Verteilers durch das Pendel h an sich aufhört, die Bewegung des Servomotorkolbens aber so lange fort dauern muß, bis der Kolben mittels des Dreh-



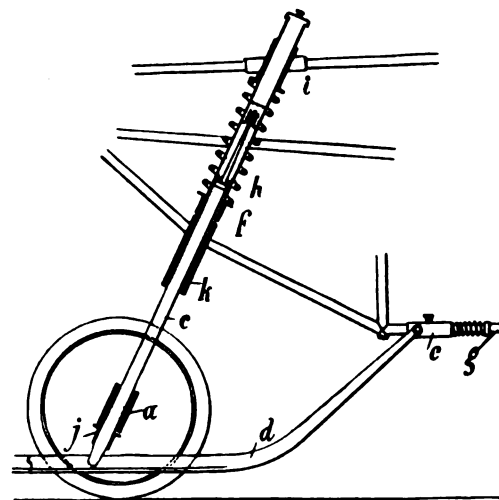
Zu Nr. 249 442.

punktes k den Verteiler in seine Mittellage zurückführt und somit eine weitere Funktion des Apparates bis auf weiteres aufhört. Die Achse X der Vorrichtung kann zur Achse Y des Flugzeuges unter einem beliebigen Winkel mittels Handhebel eingestellt werden.

249 760. Robert Esnault-Pelterie in Billancourt, Frankreich. Fahrgestell für Flugzeuge. Das Fahrgestell besteht aus einem dreieckigen Rahmen, der mit seitlichen Rädern und einer zwischen diesen liegenden, abgedeckten und an ihrem Unterende eine Landungskufe tragenden Mittelstütze versehen ist. Die Erfindung besteht in der besonders elastischen Anordnung der Kufe, die einerseits an der Mittelstütze und andererseits an einer auf einem Längsträger des Gestells abgedeckten verschiebbaren Hülse gelenkig befestigt ist.

Die Achse a trägt 2 Räder und wird durch zwei Streben b mit der Hülse f verbunden. Diese ganze Vorrichtung wird nach unten auf einem Schaft c und nach oben in einem Rohr h, welches fest mit dem Gestell verbunden ist, geführt.

Am unteren Ende des Schaftes c ist die Kufe d angelenkt, die mit ihrem hinteren Ende an einer auf einem Hauptträger g des Flug-



Zu Nr. 249 760.

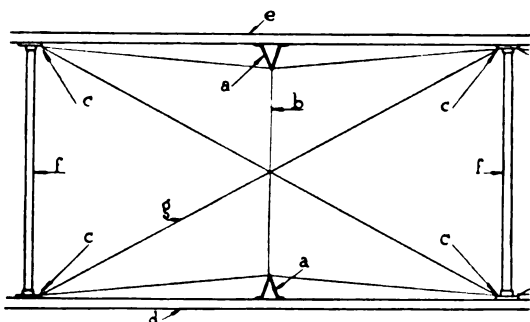
zeuggestells abgedeckten, verschiebbaren Hülse gelenkig befestigt ist. Das Gestell hängt elastisch auf einer Schraubenfeder h, die sich auf die Hülse f auflegt.

Der Schaft c stützt sich mit seinem oberen Teil gegen einen beliebig konstruierten hydropneumatischen Puffer. Ein Wulst j, der fest mit dem Schaft c verbunden ist, bildet eine Hubbegrenzung für die Hülse a der Achse und hält die Gleitschiene in ihrer normalen Lage.

Bei einer Landung des Flugzeuges stoßen die Räder gegen den Boden und schieben sich dabei bis hinter die untere Kante der Schiene d zurück. Letztere trägt alsdann das Flugzeug und drückt vermittelst des Schaftes c die hydropneumatische Vorrichtung zusammen,

wodurch der Stoß aufgefangen wird. Die Kufe wird dabei mit ihrer Hülse *e* gegen die auf dem Hauptträger *g* angeordnete Feder bewegt. Da die Kufe *d* im Schaft *c* angelenkt ist, so kann sie sich parallel zur Längsachse der Vorrichtung stellen. Durch diese Anordnung soll ein Bruch der Landungskufe vermieden werden.

249 177. August Euler in Frankfurt a. M. Verspannung von Tragflächen, Gestellen u. dgl. für Flugzeuge. An den übereinander und in der Mitte zwischen zwei



Zu Nr. 249 177.

unterstützten Stellen liegenden Teilen zweier gleichartiger Flugzeugteile sind gegeneinander gerichtete Böckchen vorhanden, deren Spitzen nicht nur mit den nächstliegenden Versteifungspunkten, sondern auch unter sich durch Spanndrähte verbunden sind.

Bücher-Besprechungen.

Gleichgang und Massenkräfte bei Fahr- und Flugzeugmaschinen. Von Dr.-Ing. Otto Kölsch. VII und 199 Seiten mit 66 Abbildungen. Berlin 1911. J. Springer.

Die Literatur über leichte Verbrennungsmotore für Luftfahrtzwecke weist naturgemäß in den letzten Jahren eine große Reihe von Neuerscheinungen auf. Die Mehrzahl dieser Bücher und Schriften beschränkt sich freilich auf beschreibende Wiedergabe von neuen Konstruktionen, welche dann nebeneinander gereiht vielfach sogar mit nur sehr dürftigen technischen Daten oder Versuchsergebnissen mitgeteilt werden. An großzügiger Erfassung des umfangreichen Materials nach gemeinsamen Gesichtspunkten fehlt es noch in den meisten Fällen. Das vorliegende Buch ist von anderer Art; es behandelt gleichmäßig fast alle vorhandenen Typen von Fahr- und Flugzeugmotoren allerdings nur unter einem Gesichtspunkte, dem der Dynamik. Aber dieser dynamische Standpunkt ist für solche raschlaufende Motore der allerwichtigste, und zu ihm gehören so viele Nebenfragen von grundsätzlicher Bedeutung, daß man von einer erschöpfenden Darstellung dieses Punktes eine gründliche Beseitigung vielfach vorhandener Unklarheiten und damit wohl einen bemerkenswerten Fortschritt in der theoretischen und konstruktiven Durchbildung solcher Spezialmotore erwarten kann. Der Verfasser hat sich mit Geschick dieser Aufgabe unterzogen; er betrachtet Maschinen von 1 bis 32 Zylindern und — der Zylinderordnung nach — Reihen-, Gabel-, Stern-, Fächer- und Umlaufmaschinen. Seine Untersuchungen geben Antwort auf Fragen des Gleichganges (Ungleichförmigkeitsgrad und Schwungradgewicht) und der Massenwirkungen (Möglichkeit eines Massenausgleiches, Zusatzmassen, unausgleichbare Massenwirkungen). Zu der allgemein vergleichenden Lösung dieses Gesamtproblems gesellen sich noch eine ganze Reihe von betriebstechnisch interessanten Nebenaufgaben, so z. B. die Frage: wie ändert sich der Gleichgang, wenn eine Zündkerze versagt? und andere mehr.

Von besonderem Interesse ist auch die vom Verfasser benutzte Methode, die sich für den vorliegenden Vergleichszweck sehr gut eignet. Von einem Einheitszylinder wird das (der Praxis entnommene) Indikatordiagramm allen betrachteten Maschinen zugrunde gelegt, sie erhalten alle dieselbe Leistung und Drehzahl (60 PSe bei 1600 t/min.), so daß zur Berücksichtigung der verschiedenen Zylinderzahl nur der Ordinatenmaßstab im »Arbeitsdiagramm« geändert zu werden braucht. Man gewinnt auf diese Weise eine klare Vergleichsbasis. Zur Bewertung des Schwungradgewichtes und der damit zusammenhängenden Fragen des Gleichganges verwendet der Verfasser die graphische Methode von Wittenbauer, die im wesentlichen in der Ermittlung des »Massenwucht-Diagramms« besteht und die bei größter Genauigkeit verhältnismäßig einfach und sehr übersichtlich ist. Die Vorzüge dieses noch wenig angewendeten Verfahrens (nach Wissen des Referenten ist es bisher wohl nur von Tolle in seiner Theorie der Regulierung II. Auflage benutzt worden) treten bei einer so umfangreichen Vergleichsarbeit deutlich hervor. Es lassen sich dabei auch gewisse sehr charakteristische Ergebnisse mit einem Blick aus den Diagrammen ableiten. Um ein Beispiel zu nennen, zeigt das Massenwucht-Diagramm der Vierzylinder-Reihenmaschine eine ganz ausgesprochene Lage, die auf eine günstigste Drehzahl von 1127 t/min hinweist. Bei dieser Umdrehungsgeschwindigkeit könnte man — wie ebenfalls das Dia-

gramm erkennen läßt — mit einem nur halb so schweren Schwungrad auskommen, als bei 1600 t/min.

Im II. Teile, der die Untersuchung der Massenkräfte (Ausgleich etc.) zum Gegenstande hat, geht Verfasser auch bezüglich der Rechnungsmethode seine eigenen Wege und entwickelt (im engen Anschluß an Föppls Mechanik) ein interessantes Verfahren nach dem aus der Bewegung des Schwerpunktes der hin- und hergehenden Massenteile auf die Massenkräfte selbst geschlossen werden kann.

Eine von den Voraussetzungen des Verfassers, die Annahme einer vollkommen starren Maschinenwelle, möchte vielleicht Bedenken erregen, weil dadurch etwa eintretende Resonanzerscheinungen bei elastischen Formänderungen prinzipiell keine Berücksichtigung finden. Mit Rücksicht auf die Klarheit der Vergleiche und die Einheitlichkeit des Ganzen war aber eine solche Beschränkung des Stoffes um so mehr angebracht, als wohl kaum ernstliche Schwierigkeiten dadurch entstehen können. Dagegen wäre es vielleicht zweckmäßig gewesen und hätte auch der kinematisch-dynamischen Betrachtungsweise des Buches gut entsprochen, wenn — wenigstens an einem Beispiel — der Einfluß der mit bewegten Steuerungsteile etc. untersucht bzw. dessen Geringfügigkeit nachgewiesen worden wäre.

Von den Ergebnissen der Untersuchung interessiert wohl am meisten die Feststellung, daß selbst mit einer kleinen Zahl von Zylindern (höchstens 8) allen Anforderungen an Gleichgang und Aufhebung der Massenkräfte genügt wird, und daß es praktisch keinen Zweck hat, ja im Gegenteil viel zu weitgehend und schädlich ist, Maschinen mit 12, 16 oder gar noch mehr Zylindern zu bauen.

In einzelnen Fällen, so z. B. beim Versagen einer Zündkerze, ist sogar die Vierzylindermaschine der Sechs- oder Achtzylindermaschine überlegen.

Erwähnt sei noch das ungünstige Urteil über Stern- und Fächermaschinen, sowie das theoretisch interessante Ergebnis, daß die Schränkung des Kurbelbetriebes, ohne den Gleichgang zu verschlechtern, den Wirkungsgrad der Maschinen etwas verbessert. Wenn auch die Untersuchungen des Verfassers sich zunächst nur auf Viertaktmaschinen beschränken, so lassen sie sich doch leicht sinngemäß auf Zweitaktmaschinen übertragen.

Das Buch, an dem höchstens einige infolge der Reproduktion allzu klein geratene Figuren zu bemängeln sind, ist vom theoretischen Standpunkte sehr interessant und bietet zugleich eine schätzswerte Bereicherung für die Praxis.

A. Pröll.

Esptalier et Chassériaud. **Cours d'Aviation I Appareils d'Aviation et Propulseurs.** Paris 1911.

Das 298 Seiten umfassende Buch behandelt die Theorie der Flugzeuge und in zwei angehängten Kapiteln die der Luftschrauben.

Nach einer kurzen Einleitung über die möglichen Arten von Flugzeugen, in der den Schlagflügel- und Schraubenflugzeugen die Bedeutung abgesprochen wird, wird in den beiden folgenden Kapiteln ein kurzer Überblick über die Geschichte der Flugzeuge, Drachenflugzeuge, gegeben, die, streng genommen, erst mit Penaud beginnt und über Liliental und die Gebrüder Wright zu den ersten französischen Fliegern führt. Das Kapitel 4 bringt eine kurze Beschreibung der wichtigsten (französischen) Flugzeuge, in der eine große Gefährlichkeit des Zweischraubenantriebes, wie bei Wright, behauptet wird. Die Kapitel 5, 6, 7 behandeln den Widerstand ebener und gekrümmter Flächen, wenn sie senkrecht oder schief getroffen werden. Aus Rücksicht auf bequemere Rechnung wird bei den Anwendungen die Druckrichtung stets senkrecht zur Fläche angenommen, obgleich die Beobachtungen geringe Abweichungen hiervon ergeben haben. Gewölbte Flächen werden durch ebene ersetzt, welche gegen deren Sehnenfläche um denjenigen Winkel geneigt sind, um welchen die gewölbte über die Windrichtung hinaus geneigt sein muß, damit sie die Tragkraft Null ergibt. 8 und 9 bringen die Berechnung der Tragkraft von Flugzeugflügeln in ihrer Abhängigkeit von der Größe der Oberfläche, vom Seitenverhältnis, von der Krümmung, von der gegenseitigen Deckung zweier Flächen, Zweidecker, die Lage des Druckmittelpunktes, Anwendung der gefundenen Formeln zur Berechnung von Flügeln und Prüfung der so berechneten Flugzeuge auf Grund der Versuche Eiffels an Modellen. Kapitel 10 und 11 enthalten die Berechnung von Flugzeugen, welche mit dem Fallschirm beginnt und über das Gleitzeug zum Drachenflugzeug führt, die Untersuchung der Bedingung der geringsten Zugkraft und der geringsten Maschinenleistung. In 12 werden die Bedingungen für die verschiedenen Arten des Gleichgewichtes gegeben — Gyroskope und ähnliche Apparate werden als wenig wertvoll nachgewiesen — und 13 bringt die Theorie des Wendens. Dann kommen, wie schon erwähnt, die beiden Kapitel über die Luftschraube, welche teils als schief getroffene Fläche, teils als Turbine behandelt wird.

Zu bedauern ist, daß das äußerst anregend geschriebene Buch, dessen Resultate alle so gegeben sind, daß sie sich leicht anwenden lassen, sich nur auf Ergebnisse französischer Forschungen aufbaut, fast nur Eiffels Untersuchungen und Soreaus Rechnungen werden benutzt. Trotzdem ist das Buch aber sehr zu empfehlen; die gegebenen Berechnungen lassen sich sehr leicht auf die Ergebnisse anderer Forscher ausdehnen.

Dr. K. Schr.



REICHSLUGVEREIN E. V.

früher Verein Deutscher Flugtechniker

Geschäftsstelle und Lesezimmer Berlin W. 30, Moßstraße 76, Bureauzeit 9—4 nachm.

Fernruf: Amt Lützow, 7036 · Telegramm-Adresse: Reichsflug Berlin

- | | | |
|--|--|--|
| 1. Vorsitzender: Dr. Fritz Huth, Berlin | 2. Schriftführer: Rechtsanwalt Wendt, Schöneberg | Beisitzer: Ingenieur Kurt Jaekel, Berlin |
| 2. Vorsitzender: Major Professor Dr.-Ing. A. v. Parseval, Charlottenburg | Beisitzer: Patentanwalt Apitz, Berlin | Kommerzienrat A. Kandt, Gotha |
| 1. Schriftführer: Ingenieur Ziechmann, Neukölln | Julius Berlin, Nürnberg | Rechtsanwalt Dr. Kelk, Berlin |
| | Chefredakteur Grüttesien, Berlin | Ingenieur Meyer, Köln |
| | | Ingenieur Rothgiefser, Berlin |
- Vorsitzender des Sport- und Organisationsausschusses: Major v. Tschudi, Berlin. Vorsitzender des Karten- und Orientierungsausschusses: Oberleutnant Mickel, Spandau. Vorsitzender der Flugzeugführergruppe: Ellery von Gorissen, Johannisthal. Generalsekretär: i. V. Mücke, Berlin-Friedenau.

Neuaufnahmen.

Danieleit Hans, Techniker, Beelitz-Heilstätten.
 Röpell Walter, Sportphotograph, Charlottenburg, Weitzstr. 27.
 Maco Hans, Kaufmann, Berlin SW., Königgrätzerstr. 6.
 Galantschikoff Ljubar, Pilotin, Johannisthal, Waldstr. 6.
 Michailoff Wilhelm, Flugschüler, Johannisthal, Parkstr. 6.

Müller Emil, Kaufmann, Zehlendorf, Machnowerstr. 10.
 Birnbaum Otto, Berlin W., Schillstr. 17.
 Thieme Hans, Charlottenburg, Kantstr. 48.
 Thiessen Paul, Architekt, Bochum.
 Roempler, Flugzeugführer, Johannisthal, Parkstr.

Vereinsnachrichten.

1. **Vortrag im Künstlerhause**, Berlin W., Bellevuestr. 3. Am 10. Januar, abends 8 Uhr, wird Herr Hauptmann a. D. Hildebrandt über das Thema sprechen: »Orientierung aus Luftfahrzeugen bei Sicht der Erde und Luftfahrerkarten« (mit zum Teil farbigen Lichtbildern). Gäste, auch Damen, sind willkommen.

2. Der Verein beabsichtigt, sich eine Bibliothek zu schaffen; eine Anzahl Bücher sind von verschiedenen Verlagsanstalten etc. sowie Privaten an unsere Geschäftsstelle gesandt worden.

Wir bitten jedes Mitglied, seine Bibliothek daraufhin durchsehen zu wollen, ob nicht ein oder das andere Buch sich vielleicht doch noch vorfindet oder entbehrt werden kann. Willkommen sind auch vollständige Jahrgänge von Zeitschriften etc., auch Unterhaltungslektüre wird gerne entgegengenommen.

3. Ein Spezialfall gibt Veranlassung, darauf hinzuweisen, daß die Beikarten zum freien Eintritt für den Flug- und Sportplatz Johannisthal zu ermäßigten Preisen nur für die nächsten Angehörigen der Mitglieder ausgegeben werden. Diese Eintrittskarten berechtigen nicht zum Betreten der abgesperrten Ballonhallenplätze. Es wird weiter darauf hingewiesen, daß Verluste von Karten bei der Geschäftsstelle gemeldet werden müssen, damit die Nummern gesperrt werden können.

(Fortsetzung auf der nächsten Seite.)

Oberschlesische Eisen-Industrie

Action-Gesellschaft
für Bergbau und Hüttenbetrieb
GLEIWITZ

Gesamt-Arbeiterzahl etwa 10000



Balldonstahl

Passagier-Welt-Rekord

mit

Heine-Propeller

PROPELLER-FABRIK HUGO HEINE, Waidmannslust

Telephon: Amt Tegel 324.

ELLERY VON
GORRISSEN
fliegt auf
Ago-Doppeldecker
23 Minuten mit
6 Personen

Verschiedenes.

1. **Zahlung der Jahresbeiträge.** Um die Einziehung der Jahresbeiträge zu vereinfachen und zu beschleunigen, wird mit Beginn des Geschäftsjahres 1912/1913, also am 1. Dezember, eine neue Einziehungsweise eingeführt werden. Wie dies bei den meisten größeren Vereinen üblich ist, soll eine Aufforderung zur Einsendung der Beiträge künftig nicht mehr erfolgen. Die Einziehung erfolgt vielmehr in Groß-Berlin im Laufe des Dezembers durch die Paketfahrtgesellschaft und für das übrige Deutschland durch die Post, soweit die Beiträge nicht schon direkt eingesandt wurden. Es wird nur der Vereinsbeitrag von M. 20.— zuzüglich 20 Pf. für Spesen eingefordert, so daß unsere Mitglieder sowohl an Mühe als auch an Kosten sparen. Unsere ausländischen Mitglieder werden gebeten, den Beitrag wie bisher direkt einzusenden; unterbleibt die Einsendung, so erfolgt auch hier die Einziehung durch die Post, zuzüglich der für das betreffende Land postseitig vorgeschriebenen Spesen.

Wir nehmen an, daß die neue Einziehungsweise dem Verein Nutzen bringen wird, ohne die Mitglieder zu belasten, im Gegenteil wird ihnen eine kleine Mühe abgenommen.

2. Wir bitten unsere Mitglieder um eifrige Werbearbeit. Werbematerial wird auf Wunsch durch die Geschäftsstelle jederzeit übersandt.

3. Die Ausgabe 1912 des Braunbeckschen Sportlexikons ist für Mitglieder des Reichsflugvereins zu dem Vorzugspreise von M. 10.— zu haben.

4. Wir machen unsere Mitglieder darauf aufmerksam, daß Vereinsabzeichen nicht als Ausweis zum freien Eintritt für den Flugplatz genügen; die Mitglieder müssen im Besitze der ausgegebenen grünen Anhänger **und** der Mitgliedskarten sein.

5. Die Geschäftsstelle ersucht dringend, ihr jede Adressenänderung umgehend mitzuteilen; gleichzeitig mit einem Wohnungswechsel muß jedes Mitglied die Umbestellung der Zeitschrift bei dem jeweiligen Postamt selbst veranlassen.

6. Neue Vereinsabzeichen, Knöpfe und Nadeln zum Preise von Mk. 2.30, ebenso Mützenabzeichen für blaue und weiße Mützen zum Preise von M. 4.50, sind in der Geschäftsstelle des Vereins zu haben, oder auf Wunsch gegen Nachnahme zu beziehen.

7. Im Interesse der Einheitlichkeit wäre es sehr zu wünschen, wenn die Mitglieder möglichst gleiche Klubmützen tragen würden. Die Geschäftsstelle hat aus diesem Grunde mit einer hiesigen großen Mützenfabrik ein Abkommen getroffen, nach dem den Mitgliedern Klubmützen besten Fabrikats zu dem Vorzugspreise von 5 Mark überlassen werden, sofern die Bestellung durch die Geschäftsstelle erfolgt. Der Normal-ladenpreis der Mützen beträgt 7 bis 8 Mark.

Reichsflugverein E. V., früher Verein Deutscher Flugtechniker.

(Der Generalsekretär: i. V. Mücke.)

Dampfkessel- u. Gasometer-Fabrik A.-G. vorm. A. Wilke & Co. Braunschweig

Gegründet im Jahre 1856

Telegramm-Adresse: „Gasometer“

GASBEHÄLTER · BALLONHALLEN

Eisenkonstruktionen aller Art

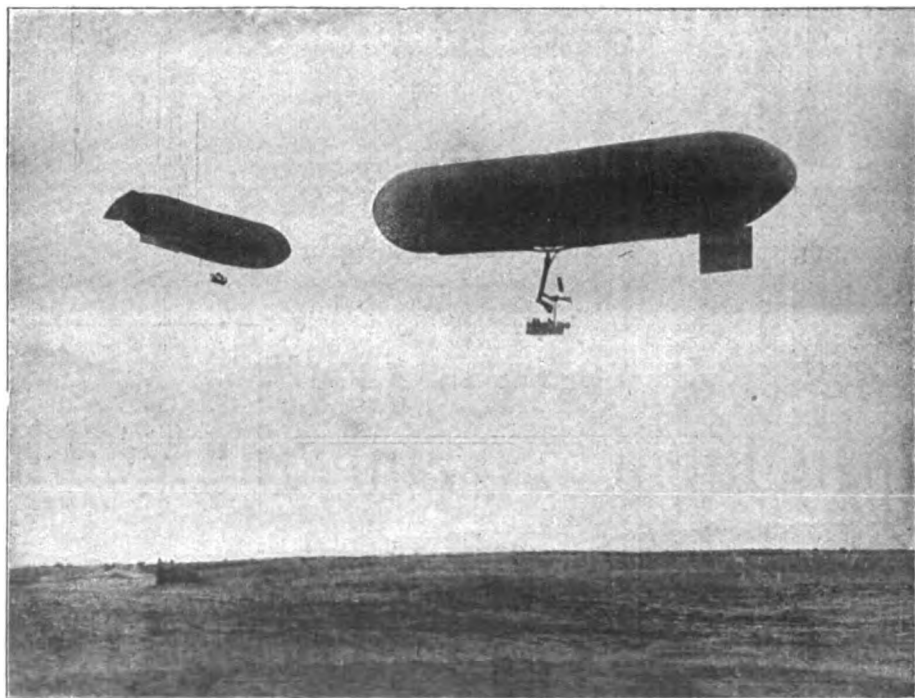
Kurze Lieferzeiten

Projekte kostenlos

Billige Preise

August Riedinger, Ballonfabrik Augsburg G.m.b.H.

Lieferant von 16 Staaten



Kugel-Ballons

Drachen-Ballons

kriegsbewährte Konstruktion

Motor-Ballonhüllen

Komplette Gaserzeugungs-
und Kompressions-Anlagen
Ausrüstung kompletter
Luftschiffer - Parks

(35)

Motor-Kabelwinden

R. OLDENBOURG

== Buchhandlung ==
MÜNCHEN·Glückstraße

empfiehlt sein

neu eingerichtetes Spezial-
Geschäft für die gesamte
technische Literatur.

Alle in- und ausländ. Werke wer-
den, soweit nicht vorrätig, in kurzer
Frist ohne Preisaufschlag besorgt.

Auswahlsendungen
nach allen Orten.

Literar. Auskünfte
werden bereitwilligst erteilt

== Verzeichnisse ==
technischer Werke stehen postfrei
und unentgeltlich zur Verfügung.



HYGIAMA-
TABLETTEN
Konzentriertes, kraftspendendes,
wohlschmeckendes Nährpräparat
Unentbehrlich für Sporttreibende jeder Art
Preis pro Schachtel M. 1.— Fr. 1.50, K. 1.50, Lire 1.50,
1 sh 8 d. Vorrätig in den meisten Apotheken, Drogerien
und Sportausrüstungs-Geschäften.
Dr. Theinhardt's Nährmittelgesell-
schaft m. b. H., Stuttgart-Osnstatt

☞ *Wichtig für Angestellte!* ☞
Wichtig für Werke und Betriebe!

Vereins-Versicherungs-Bank für Deutschland, A.-G. zu Düsseldorf

Versicherungsunternehmen auf gemeinnütziger Grundlage; vom Bun-
desrat des Deutschen Reiches als gemeinnütziges Institut anerkannt.

Alters-, Invaliditäts- und Witwenrentenversicherung, große und kleine Lebensver-
sicherung, Volksversicherung auf rationalen Grundlagen zu billigsten Prämien :: ::

Die Gesellschaft gewährt den Versicherten die Vorteile einer Aktien-
Gesellschaft, gleichzeitig mit den Vorteilen einer Versicherungs-
nahme bei einem Versicherungsverein auf Gegenseitigkeit oder der
Versicherungsanahme bei einer Berufsvereinigung oder Werkskasse.
Einzelpersonen wie anschlussuchenden Vereinen, Verwaltungen
und Korporationen wird bereitwilligst Auskunft erteilt. (158)

:: Fernflug Berlin-Wien 1912 ::

K. u. k. Feldpilot Oberleutnant **v. Blaschke** mit Begleiter Oberleutnant **Nittner**
Zweiter auf

Lohner- Pfeilflieger

mit 120 PS. Austro-Daimler-Motor.

Wiener Aeroplan- und Karosserie-Werke

JACOB LOHNER & Co., WIEN, IX.

Luftfahrzeug-Material

(28)

Spiral-



Hülsen

O. TRINKS, BERLIN

SW. 68
Lindenstr. 101-102

Bambusrohr

OTTO SCHLICK

Berlin C., Prenzlauer Str. 20.

(61)

Deutsches Museum
München.

Die Entwicklung der Naturwissenschaft und Technik von ihren Anfängen bis zum heutigen Stande dargestellt durch Originale, Modelle, Bild und Demonstration.

Abteilung I

Maximilianstraße 26.

Astronomie, Physik, Chemie, Berg- und Hüttenwesen, Maschinenbau, Landtransportmittel, Wasserbau, Schiffbau, Landwirtschaft und Technologie.

Abteilung II

Zweibrückenstraße 12.

Wohnungsbau, Heizung, Beleuchtung, Straßen, Brücken- und Tunnelbau, Gastertechnik, Luftschiffahrt, Musik-Instrumente.

Besuchszeiten:

Montags von 9-7 Uhr; Sonn- und feiertags von 9-6 Uhr.
Dienstag geschlossen. Freitag geschlossen.
Eintritt 20 Pf. — Garderobe frei.

Führungen durch die Sammlungen, welche täglich abends 6 1/2 Uhr mit Ausnahme von Samstag und Sonntag stattfinden, bieten eingehende Erläuterungen der einzelnen Unterabteilungen.

Bibliothek und Lesesaal jedem Besucher zugänglich.

Mitgliedsbeitrag M. 6.—.

BLÉRIOT

Flugmaschinen-Modell

vollständig frei und ca. 100-200 m weit fliegend. Neues verbessertes Modell, 50 cm lang, 42 cm breit, mit Gummimotor und unzerbrechlicher Schraube. Sehr solide Aluminiumkonstruktion. Auf Rädern selbsttätig vom Boden aufsteigend.

Studienapparat ersten Ranges, 10 mal preisgekrönt.
Mk. 5.— inkl. Porto und Verpackung.

F. Ehrenfeld, Frankfurt a. M. 28

Goethestraße 34.

Neu erschienener Aviatik-Katalog über freifliegende Flugmaschinen-Modelle, Luftschrauben und Konstruktions-Material zum Selbstbauen etc. kostenfrei.

(86)



Zubehör für
Luftschiße und
Aeroplane

Apparate zur Windmessung

nach v. d. Borne

und andere aeronautische
Instrumente

(93a)

ATMOS-GESELLSCHAFT
BRESLAU XVIII

Bestens bewährt!

Fernspr. Nr. 8712

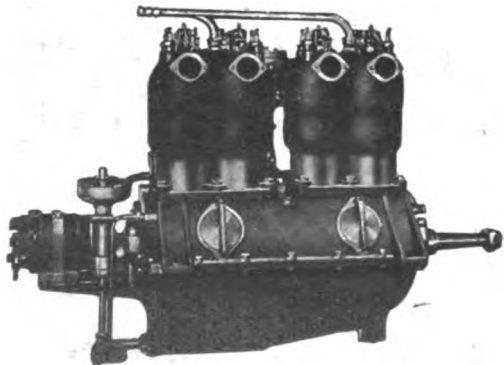
Verlangen Sie den neuen Katalog der

Rheinischen Aerowerke G.m.
b. H.

Düsseldorf-Oberkassel 4

über luft- und wassergekühlte

Flugmotoren·Propeller·Kühler



(27)

Telegr.-Adresse: Aerowerke Düsseldorf

Sämtliche Bedarfsartikel für die Luftfahrt

Duralumin,

eine Aluminium-Legierung (D.R.P.) mit hohen mechanischen Eigenschaften, in Blechen, Stangen, Drähten, Profilen und endlosen Bändern. Für Deutschland, Holland, Belgien und die Schweiz

alleinige Hersteller:

Dürener Metallwerke, A.-G.,

Düren (Rheinland).

(98)



Zur Reparatur v. Ballonstoffen u. zum Kleben der Reissbahnen ist unsere Gummilösung mit obenstehender Schutzmarke unentbehrlich. Diese Lösung ist für den genannten Zweck speziell hergestellt; sie besitzt die Eigenschaft grösstmöglicher Unempfindlichkeit gegen Temperatur-Einflüsse u. ist in Qualität unübertroffen. Muster auf Wunsch gratis u. franko. Fabrik für Gummilösung A.-G. vormals Otto Kurth, Offenbach a. M. No. 55.

BALLONNETZE

===== eigenes Fabrikat =====

Netz-Fabrik und Hanfseilerei

Engelbert Schweinem Wittwe
(Inh.: Karl Zimmermann), Köln

(67)

Köln-Ehrenfelder Mech. Modellfabrik Hugot

KÖLN-EHRENFELD

(10)

Modell für Maschinenbau Modell für Lehrzwecke

Holzpropeller mit größter Zugkraft u. geringst. Gewicht

Bau von Flugapparaten nach eigener und fremder Konstruktion sowie sämtlicher Zubehörteile

Mit DEUTA

dem besten deutschen Flug-Tachometer
erzielte Herr Friedrich auf einer
Rumpler-Taube einen

neuen deutschen Dauer-Rekord

(5 Stunden 10 Minuten).

Denta-Werke

vorm. Deutsche Tachometerwerke, G.m.b.H.,
Oranienstraße 25.

Berlin O. 341

(35)

Oesterreichische Daimler Motoren Actien-Gesellschaft
Wiener-Neustadt



AVSTRO DAIMLER FLUGMOTOREN

Englische Militär-Aeroplan-Konkurrenz

Cody gewinnt mit 120 HP Austro-Daimler

den

ersten internationalen Preis und ersten Britischen Preis

Oesterreichische Daimler-Motoren A. G., Wiener-Neustadt

Für die

Lagerung von Benzin

und anderen feuergefährlichen Flüssigkeiten

empfehlen wir unser

System Lange-Ruppel

Absolute Explosionssicherheit Stete Betriebsbereitschaft
Denkbar größte Feuersicherheit Keine Betriebskosten

sind die besonderen Kennzeichen dieses Systems

Unfälle die durch Verwechslung von Hilfsmitteln (Schutzgase usw.), durch Anwendung falscher Handgriffe, Unachtsamkeit oder Nachlässigkeit in der Bedienung eintreten könnten, sind vollkommen **ausgeschlossen**

Julius Pintsch A.G. Berlin

ARGUS-FLUGMOTOR

Oberleutnant Hantelmann auf Rumpler-Taube mit 100 PS Argus-Motor fliegt von Döberitz nach Straßburg i. E., legt die Döberitz-Griesheim a. M. ca. 600 km lange Strecke an einem Tage zurück, einen neuen deutschen Militär- sowie Zivilflieger-Rekord für Überlandflüge aufstellend

Fokker auf Fokker-Eindecker mit 100 PS Argus-Motor siegt überlegen in der russischen Militärflugzeug-Konkurrenz, indem er als einziger Konkurrent alle Bedingungen anstandslos erfüllt



**Erfolg
auf
Erfolg**



Berliner Herbst-Flugwoche:

Krieger auf Jeannin-Eindecker mit 120 PS Argus-Motor Sieger im Steigungspreis, indem er mit 350 kg. Nutzlast in 14 Min. eine Höhe v. 1000 Metern erreicht, ferner Zweiter im Schnelligkeits-Wettbewerb

Rundflug um Berlin:

Leutn. Krüger siegt überlegen auf Harlan-Eindecker mit 100 PS Argus-Motor
 Baierlein erringt den 2. Preis auf Ago-Doppeldecker mit 100 PS Argus-Motor
 Krüger und Baierlein sind die einzigen Flieger, welche dank der Zuverlässigkeit ihrer 100 PS Argus-Motoren die Gesamtstrecke ohne irgendwelche Notlandung zurücklegten (89)

Argus-Motoren-Gesellschaft m. b. H., Berlin-Reinickendorf

